

ФЮЗЕЛЯЖНЫЕ СЕКЦИИ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ (конструктивно-технологические аспекты)

В статье концептуально рассмотрены достижения и пути дальнейшего развития конструктивно-технологических решений (КТР) (преимущественно из углепластика) фюзеляжных секций (КФС) гражданских самолетов, с целью повышения их транспортной эффективности. Приведены примеры КФС и технологии их изготовления. Выделены преимущества и недостатки двух распространенных конструктивно-технологических схем. Это панельно-сборные и альтернативные к ним однокузовые (one-piece) корпусные оболочки. Последние получены посредством кругового наслоения препрегов в вариантах как тонколистовой подкрепленной, так и трехслойной обшивки.

Обоснована необходимость новых подходов при создании и производстве КФС, максимально переходя от традиционных металлических конструктивно-силовых схем (концепция «Black metal design»), к альтернативным КТР более эффективно реализующих свойства композитов в силовых элементах конструкций.

В этом плане предложена инновационная концепция долгомерной цилиндрической КФС, в которой традиционное стрингерное подкрепление отсутствует и тем самым устранено пересечение шпангоутов с продольным силовым набором.

Эта и другие новации осуществлены путем лучшего использования трехслойной цельной оболочки КФС с продольным повышенной эффективности трубчато-ребристым наполнителем (внутренние стрингеры); новационным сквозным технологическим процессом ее производства включительно со шпангоутным набором, и, обеспечивающим процесс технологическим оснащением.

Выделены и обоснованы преимущества данной концепции. [dx.doi.org/10.29010/082.7]

Ключевые слова: композиты; препрег; фюзеляжная секция; концепция; трехслойная оболочка; стрингер; ребристый наполнитель; краевой эффект; намотка; автоклавное формование; магнитные устройства.

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1. Новый этап применения ПКМ в авиастроении: генеральные концепции.

В последнее десятилетие оформился и реализуется новый этап применения ПКМ в авиастроении. Характерные основные его черты следующие [6, 62, 63]:

- создание крупногабаритных ответственных композитных конструкций крыла и фюзеляжа с использованием накопленного опыта и переходом к преимущественно композиционному планеру самолета в целом. В схеме членения планера — это широко применяемые в самолете секции панелированной, монолитной либо сборно-монолитной конструкции средних, тяжелых и сверхтяжелых самолетов.

- формирование новых оптимальных для ПКМ решений, наиболее полно учитывающих в каждом конкретном случае особенности композитов, весо-

вые, ресурсные, экономические и эксплуатационные показатели их эффективности;

- использование усовершенствованных ПКМ, в первую очередь высокопрочных, ударостойких углепластиков нового поколения с элементами интеллектуальности и нанотехнологий, а также принципиально новых и автоматизированных технологий производства конструкций [6, 8, 9, 11, 15, 21, 23, 37, 43–52, 55, 70–74 и др.].

К примеру, на сегодня корпорация Airbus строит 65 самолетов в месяц с параллельным внедрением автоматизированных производственных процессов в рамках концепции «фабрика будущего» [70].

Тем не менее, несмотря на то, что современные самолеты — высокотехнологические машины, в их производстве пока во многом используется ручной труд [62, 70].

Общепринято, что вес фюзеляжа пассажирского самолета составляет примерно 12–15% максимального стартового веса самолета и 40% веса планера. Как показывает опыт (п. 4), высокий потенциал возможного снижения массы композитных фюзеляжных секций (КФС)¹ обусловлен преимущественным применением углепластиков, выработкой оптимальных конструктивно – силовых схем (КСС), а также конструктивно-технологических решений (КТР), разработкой технологических процессов соответствующих особенностям этих материалов и специфике конструкций, организации серийного производства и др.

По этому здесь в обобщенном виде можно говорить о проблемах КФС-строения. В принципе, практически все основные концепции КФС включают наиболее обобщенном (сжатом) изложении два взаимосвязанных между собой блока: конструкторский и технологический, с типовыми для авиастроения направлениями их целеполагания.

Все это вместе, в данном конкретном случае обычно объединяют в целостно-системное понятие «конструктивно-технологическая концепция КФС (далее – КТК)». В свою очередь, КТК подразделяются на две генеральные (концепции принципиально важные для металлических и принципиально новые – для композитных конструкций) и ряд частных вытекающих из них концепций. Их разница очевидна и понятна по ходу излагаемого ниже материала. При этом, во всех представленных в статье КТК речь, прежде всего, идет о препрегово-автоклавных технологиях [7, 8, 9, 11, 32, 43 и др.]. Примерами могут служить (п. 4) лидирующие частные конструктивно-технологические концепции КФС – строения: ГП «Антонов» (КТКА, п. 4.2), корпорации Боинг (КТКБ, п. 4.6), консорциума Эрбас (КТКЭ, п. 4.7), Германского центра авиации и космонавтики (КТКГ, п. 4.5) и др.

Наряду с ними, немаловажное место в статье занимает и обобщенно (схематично) рассматриваемый в п. 5 новый вариант известных реализованных на практике концепций.² Будем называть его, как «усовершенствованная (оптимальная) конструкторско-технологическая концепция (КТКУ)». Она представлена для обсуждения и

последующего проведения ряда экспериментальных исследовательских работ. Первоосновой КТКУ является конструктивно-силовая схема балочно-обшивочного фюзеляжа, как наиболее эффективная среди фюзеляжей балочной конструкции.³ При этом КТКУ характеризуется наличием ряда усовершенствованных и новых КТР. В основу концепции производства, как части КТКУ, положены препреговые, намоточные и автоклавные автоматизированные технологии, а также целый ряд усовершенствованных технологических процессов (ТП).

Преимуществом данной концепции, как пример, является возможность изготовления крупногабаритных КФС диаметром 6 м и длиной 10–15 м, которые представляют собой цельноформованный монокок с трехслойной оболочкой с ребристым наполнителем (внутренние стрингеры) [43].

Опыт показал, что реализация каждой концепции требует проведения большого объема научно-исследовательских, опытно-конструкторских и экспериментальных работ [5, 9, 11, 15, 19, 21, 24, 32, 34, 35, 62 и др.]. Так, для реализации концепции КТКБ (Boeing 787) этот период подготовки составил 10 лет, а для реализации концепции КТКА (Ан-148) – более 10 лет.

Опыт, накопленный в рамках зарубежных проектов по тематике КФС-строения, таких как NACRE, ALCAS, MAAXIMUS, КМ-фюзеляж и др. показал, что основные трудности снижения веса и стоимости композитной конструкции связан, во многом, с отсутствием новых подходов к созданию и производству высоконагруженных конструкций из ПКМ [32, 62, 63 и др.].

В настоящее время, как утверждается в [63], практически все существующие и разрабатываемые композитные авиаконструкции не выходят за рамки традиционных металлических «Black metal design» КСС, т.е. стрингерные концепции, принцип высокой степени панелирования конструкций и, как следствие, большой объем сборочных работ, а также механических соединений и др. Это не дает возможности в полной мере по этой генеральной концепции реализовать потенциал высокопрочных волокон. Поэтому поиск так называемых «про-композитных» генеральных концепций, т.е. концепций наилучшим образом позволяющих посредством

¹ В статье принято следующая схема членения фюзеляжа на сборочные единицы: отсек; секция, например, секция пассажирского отсека широкофюзеляжного самолета; подсекция, например, верхние и нижние своды секции; обводообразующие панели и узлы, например, узлы стыка секций фюзеляжа [43, 46, 48, 64, 66, 70]. Здесь и далее секции из ПКМ упрощенно будем называть композитными секциями.

² Подробное изложение представлено в [43].

³ В [65] отмечается, что больше всего «К идеальной конструкции подходит балочно-обшивочный фюзеляж, в котором главным силовым элементом является обшивка. Для повышения жесткости и подкрепления обшивки и, следовательно, сохранения формы фюзеляжа ставятся шпангоуты, позволяющие получить и сохранить внешнюю форму любых очертаний. Внутренний объем у таких фюзеляжей может быть эффективно использован и, кроме того, фюзеляж такого типа обладает хорошей живучестью.»

своих целевых векторов реализовать потенциальное преимущество ПКМ, в настоящее время является важной проблемой и потому одним из перспективных направлений за рубежом в развитии следующего поколения авиаконструкций [63].

Детализируя сказанное (на примере крупногабаритных авиационных структур типа КФС) прокомпозиционная конструкция, по мнению авторов, настоящей статьи характеризуется преимущественным объемом составляющих ее силовых композитных элементов и их оптимальной компоновкой; максимальным уровнем реализации механических свойств волокон; высокими уровнями интегральности на основе фундаментального свойства ПКМ и технологичности, в том числе с минимальным количеством разъемов, прежде всего технологических, стыков (а тем самым и стыковых узлов), а также механических соединений [24, 32].

В качестве примера в [11] отмечается, что в 1986 году в центральном НИИ специального машиностроения была спроектирована и изготовлена из углепластика методом намотки экспериментальная сетчатая секция фюзеляжа самолета (на основе самолета ИЛ-114) диаметром 2,85 м, длиной 6 м и массой 280 кг. Конструкция успешно прошла статические испытания на полетные нагрузки (без внутреннего давления).

На базе этого и проведенных экспериментальных работ в [11] обсуждается возможность создания цилиндрической секции фюзеляжа диаметром 4 метра сетчатой структуры для пассажирского самолета нового поколения.

Основная проблема указанной сетчатой КТК заключается в гарантии долговременного надежного соединения сетчатого каркаса из набора ребер (спиральных, продольных и кольцевых) с намотанной на него обшивкой. При этом сама обшивка не рассматривается как несущая, а предназначена только для восприятия и передачи нагрузок от давления на несущие ребра. Поэтому в настоящее время эта концепция, которая в [62, 63] отнесена к разряду про-композиционных, рассматривается для использования, в основном применительно к конструкциям ракетно-космической техники [70].

Материалы данной статьи касаются самолетостроительной проблемы — оптимального конструктивного решения, способа изготовления и оснащения для осуществления этого способа углепласти-

ковых секций балочных фюзеляжей с акцентом на их обшивочную разновидность (балочно-обшивочная схема) с характерным для нее классом «трехслойный монокок» с наполнителем повышенной несущей способности, прежде всего, применительно к центральной части фюзеляжа среднего, тяжелого и сверхтяжелого самолета.

Это длинномерная (в смысле конструктивно-технологического осуществления) секция с круговой однокусковой оболочкой цилиндрической или близкой к ней формой. В то же время параметрами фюзеляжа, который учитывается в КСС, является показатель его удлинения в виде зависимости $\lambda_{\phi} = L_{\phi}/D_{\phi}$, где L_{ϕ} и D_{ϕ} соответственно длина и диаметр фюзеляжа.⁴

Следует заметить, что в теории круговых цилиндрических оболочек последние подразделяются на длинные и короткие, например, в зависимости от величины соотношения L/D , где L — длина, а D — диаметр оболочки. Обозначим это соотношение через $\dot{\lambda}$, и назовем ее относительной длиной оболочки. При величине $\dot{\lambda} \geq 3$ оболочки относятся к длинным. Указанная величина имеет важное значение при расчетах и в технологии изготовления цилиндрических оболочек, поскольку в коротких оболочках возникают близкоотстоящие друг от друга зоны краевого эффекта, что может оказать определенное влияние на несущую способность этой оболочки.

Секция указанного класса рассматривается в составе композитной трехслойной силовой оболочки с ребристым наполнителем интегрального, конструктивно-технологического типа и непосредственно соединенного с ней по длине внутренней поверхности клеємеханическим способом поперечного набора, прежде всего, выделенных среди других, нормальных шпангоутов, как плоско-каркасных узлов (ПКУ).

Как известно, для оценки КТР конкретных композитных фюзеляжей, например в классе «трехслойный монокок»⁵, принимаются во внимание такой комплекс их характеристик: живучесть композитных самолетных конструкций; весовая эффективность; снижение трудоемкости, в т.ч. снижение затрат при техническом обслуживании; оптимальное распределение ПКМ по зонам оболочки; уровень интегральности (монолитности) конструкций; соответствие технологических процессов требованиям серийного

⁴ При выборе значения показателя удлинения фюзеляжа λ_{ϕ} учитывается ряд важных факторов [13,70 и др.]. Например для дозвуковых самолетов ($M \leq 0,7$) $\lambda_{\phi} = 7...8$ — пассажирские и транспортные самолеты для местных авиалиний и $\lambda_{\phi} = 8...9$ — средние магистральные пассажирские и тяжелые транспортные самолеты. При ($M \leq 0,9$) $\lambda_{\phi} = 10...13$ — тяжелые пассажирские самолеты большой дальности.

⁵ В настоящее время имеется несколько вариантов трактовки схемы монокок, а именно: монокок без шпангоутов — чистый монокок или же просто монокок; монокок со шпангоутами — монокок или же усиленный монокок. В статье в схеме монокок со шпангоутами используется термин монокок. Это совпадает со схемой балочно-обшивочного фюзеляжа в трактовке [65].

производства и их устойчивость; сложность и материалоемкость технологической оснастки; методы формообразования конструкций и ее термосилового формования; объем сборочных работ, а также количество соединений, в т.ч. продольно- и поперечно-стыковых; коэффициент использования ПКМ (углепластиков); количество механических креплений⁶; объем механической обработки; звуко- и теплоизоляции секций и стойкость их к повреждениям; контролепригодность и ремонтоспособность и др. [1, 4, 6, 10, 14–21, 24–36, 40 и др.].

В заключении п.1.1., следует отметить, что как известно [20, 21, 32, 70 и др.] главная особенность создания конструкций из ПКМ заключается в том, что конструирование материала, разработка и проектирование конструкции – это единый, взаимосвязанный процесс, в котором каждый из трех составляющих не исключает, а наоборот, определяет в той или иной мере другую. В связи с обширностью обсуждаемой темы и ограниченным объемом журнальной статьи, в ней рассматриваются преимущественно конструкторско-технологические аспекты при создании и производстве цилиндрических секций фюзеляжа.

1.2. Целевая постановка работы.

1.2.1. Первый уровень целеполагания. Основная цель.

Цель статьи состоит, во-первых, в кратком обзорном изложении опробованных на практике лидирующих концепций КФС с анализом их КТР и, во-вторых, представление в обобщенном виде выработанной усовершенствованной (оптимальной) концепции углепластиковой цилиндрической или близкой к ней формой фюзеляжной секции класса «трехслойный монокок» (далее – КТКУ) гражданского самолета, в т.ч. фюзеляжа большого удлинения. Далее говоря о КФС в разрезе основной цели КТКУ – это такая целостная (one – piece) фюзеляжная секция, которая практически изготовлена из углепластиков горячего отверждения в русле реализации общих принципов системного подхода при создании и производстве композитных интегральных конструкций [7, 32, 70 и др.], отличающаяся по сравнению с аналогами большей несущей способностью и эксплуатационной живучестью (при практически одинаковой массе), а также более высокой технологичностью в условиях серийного производства (концепция производства и другие отличия в п. 1.2.2).

Подробнее, представленная КТКУ разработана на основе требований, предъявляемых к КФС (п. 1.2) и [65, 70 и др.]; анализа ряда общих положений теории трехслойных оболочек, а также анализа преимуществ и недостатков лидирующих концепций (п.п. 3, 4); многолетнего опыта создания, производства и эксплуатации композитных трехслойных конструкций, прежде всего, ГП «Антонов» [17, 20, 21, 24, 27, 43, 61 и др.], а также в свете положений концепции «про-композитных» конструкций [21, 62, 63 и др.].

В частности, речь идет о решении важной проблемы: вида, компоновки и присоединения углепластикового стрингерового подкрепления, т.е. адаптации концепции «Lean manufacturing», что означает «именно то, что надо, там, где нужно».

1.2.2. Второй уровень целеполагания. Подцели.

Наряду с исходными определяющими положениями (п. 1.2.1), при детализации их на последующем уровне, основная цель КТКУ есть неразрывная связь двух частных подцелей, или двух определяющих целей соответственно двухблочной структуры КТКУ (п. 1.2), которые реализуются (исполняются) параллельно друг с другом в рамках вырабатываемого варианта КТКУ, и направлены на результат, а не само действие. Это направленные цели на результат процессов разработки и реализации эффективных КТР с учетом выбранных соответствующих критериев оптимальности⁷.

По сравнению с аналогами это:

- повышение качества интегральной монолитной трехслойной оболочки с ребристым силовым наполнителем, в том числе повышение качества структуры концевой зоны в месте стыковки и соединения с другой секцией;
- снижение объема сборочных работ и их трудоемкости, а также количества механических соединений;
- более высокое значение коэффициента использования ПКМ и др.

2. Описание постановки комплекса задач

В данной части статьи в последовательности представлен следующий комплекс укрупненных способов действий (шагов ТП) с оснасткой или без нее, позволяющих достичь, поставленных в п. 1.2 целей.

2.1. Положить в основу серийного производства КФС препреговые, намоточные, автоклавные и

⁶ Как известно в [7, 40 и др.] сколы, надрезы и отверстия являются в ПКМ концентраторами напряжений и уменьшают несущую способность материала. Они могут привести к местным расслоениям в зоне повреждения и снижают статическую прочность в широком интервале, вплоть до 50% в зависимости от их местоположения.

⁷ Эти цели взаимопропорничают друг в друга и взаимопредусматривают друг друга с оценкой их компромиссной совместимости, например, технико-экономической эффективности проекта КФС, изготавливаемой в условиях серийного производства.

клеевые (п. 5) технологии, а также технологические транспортные операции, в том числе:

- внутреннюю и внешние обшивки трехслойной оболочки точной цилиндрической формы⁸, а также набор пустотелых ПКМ-профилей ее среднего слоя, изготовить методом намотки с объединением указанных «сырых» компонентов в целостную интегральную конструкцию;

- транспортировку (доставку) намотанных длинномерных ПКМ-профилей к специализированному технологическому оборудованию и установку (размещение) их бок-о-бок на поверхности намотанной на технологической оправке внутренней обшивки, производить посредством специализированных подвесных средств внутреннего транспорта.

2.2. Использовать воздействие магнитных полей в технологических целях, а именно:

- в подвесных средствах внутрицехового транспорта (п. 2.1);

- в технологических оправках для намотки композитных компонентов и их сборки воедино с образованием оболочки с целью фиксации пустотелых ПКМ-профилей на поверхности внутренней обшивки (п. 2.1). Например, при намотке ПКМ-профилей среднего слоя использовать стальные оправки.

2.3. Обеспечить высокую точность геометрических размеров тонкостенных ПКМ-профилей среднего слоя, имеющих калиброванные замкнутые внутренние полости в виде правильной формы прямоугольника за счет применения при намотке ПКМ-профилей точной формы с минимальными радиусами закруглений стальных оправок⁹.

2.4. Обеспечить устойчивость (местоположение) и форму (недеформированность) КФС, как крупногабаритной тонкостенной конструкции, по всей технологической цепочке ее изготовления и транспортировки, в виде связанных друг с другом производственных операционных переходов из начального состояния в конечное и, в первую очередь, в следующих операциях:

- механизированная выпрессовка крупногабаритной оправки для намотки после вакуум-автоклавного формования трехслойной оболочки, а также комплекта оправок для намотки ПКМ-профилей;

- механическая обработка;

- сборка и присоединение поперечного набора трехслойной оболочки с использованием средств механизации.

2.5. Обеспечить выносную (вне корпуса) групповую параллельную предварительную сборку сег-

ментов (арочных профилей) нормальных шпангоутов, дистанционно установленных в общем сборочном приспособлении (рис. 13) согласно их расположению в фюзеляже с последующей внутрикорпусной окончатальной сборкой и механизированным их присоединении двухэтапным клеомеханическим способом к трехслойной оболочке (установка механических крепежных элементов по отвержденному клею).

3. Композитные цилиндрические оболочки секций фюзеляжей: общие положения и классификационные аспекты

Как известно, тонкостенные цилиндрические и близкие к ним по форме оболочки вращения широко используются в различных областях современной техники.

Они являются элементами многих строительных конструкций, применяются в авиа-, ракето- и судостроении, химическом машиностроении и др. Возможность расширенной реализации конструкций такого рода обеспечивается получением оболочек вращения методом намотки.

Тонкостенные оболочки, как правило, мало используются без развитой структуры (системы) полноразмерного их силового подкрепления, позволяя этим наперво существенно ожесточить конструкции при малом увеличении их материалоемкости. Например, это область ряда конструкций планера узко- и широкофюзеляжных самолетов. Поэтому развитие теории оптимальных КТР подкрепленных композитных оболочек для конструкций типа КФС и совершенствование методов их расчета являются проблемными задачами первостепенной важности для дальнейшего конструктивно-технологического прогресса в указанной выше предметной области [2, 5, 10–17, 19, 32–36, 41, 43 и др.]. Об их сложности, например, говорит тот факт, что уже на этапе первоначального эскизного проектирования конструкции, КФС должна одновременно соответствовать следующим требованиям:

- прочности;

- крутильной жесткости КФС или допустимого угла закручивания секции;

- изгибной жесткости КФС и др.

При этом на начальном этапе проектирования КФС целевой функцией часто выступает ее масса. Однако, на более поздних этапах проектирования проблемные задачи еще более усложняются, в связи с необходимостью учитывать во

⁸ Как известно [70 и др.], точность формы цилиндрических поверхностей определяется точностью контура в поперечном (перпендикулярном оси) сечения и точностью образующих цилиндра в продольном (проходящем через ось) сечения.

⁹ Допуски по ширине и высоте стальных профилей (оправок), например, с размерами 10×10 мм могут находиться в пределах ± 0,1 мм.

взаимосвязи большое количество конструктивно-технологических факторов, например, в концепции КТКУ (п. 1).

Говоря об используемых КТК, то в самолетостроении в качестве их первой исходной позиции нашли применение цилиндрические оболочки с двумя альтернативными общими схемами подкрепления тонкостенной обшивки¹⁰ рассматриваемых оболочек. Первая (КТК₁) — это наиболее распространенная двухслойная ребристая оболочка и вторая (КТК₂) — трехслойная оболочка с различного вида заполнителями¹¹, в том числе с пенопластовым, сотовым, ребристым и комбинированным. Например, это сочетания набора силовых продольных ребер с расположенным между ними вспомогательными пенопластовыми элементами, т.е. речь идет о комбинированном заполнителе ребристой конструкции [34, 35].

В свою очередь, например, заполнитель, образованный ребрами, имеет несколько по форме подвидов [2, 24, 70 и др.]. На практике использование так называемых трубчато-ребристых заполнителей (упрощенно — трубчатые заполнители) широко распространены в трехслойных конструкциях планера самолетов ГП «Антонов» [15, 19, 20, 21, 28, 29, 31–33, 43 и др.].

В первом указанном выше случае, как главный вариант КТК₁, речь идет об оребренных оболочках с ортогональным подкреплением в виде сложного набора пересекающихся между собой продольных (стрингеры) и кольцевых (шпангоуты) ребер. Это традиционная металлическая КСС «Black metal design» в виде сборной (каркасной) конструкции.

Наиболее важные для практики оболочечные двухслойные конструкции указанного вида можно условно разбить на 3 класса: оболочки вафельные, для которых жесткости в обоих направлениях примерно одинаковые (ортогональное подкрепление «вафельным» оребрением), стрингерная (с преимущественно продольным подкреплением — стрингерная концепция) и шпангоутные (с преимущественно кольцевым подкреплением — шпангоутная концепция).

Существующие теории прочности и жесткости тонкостенных цилиндрических оболочек (в основном с тонколистовыми обшивками) с оптимальной их весовой эффективностью, которые могли бы быть использованы в случае высокоинтегрального типа композитных цилиндрических трехслойных оболочек с ребристым заполнителем в

виде густого набора параллельных ребер (внутренние стрингеры), образующихся при примыкании к друг другу пустотелых профилей прямоугольного сечения, не учитывают во всей полноте и взаимосвязи четыре группы важных факторов и общих требований, которые принимаются во внимание при проектировании КФС. Первая из группы факторов — это схема нагружения КФС; вторая группа — это ряд наиболее важных конструктивно-технологических факторов; третья группа факторов учитывает требования по обеспечению заданного КСС уровня надежности [1, 5], п. 2.1 и др. Четвертая группа — это артефакты, учитывающие влияние внешней среды (внешние артефакты). Пятая группа — недостаточный объем проведенных экспериментальных работ исследования указанного типа оболочечных конструкций. Он ограничен опытом серийно изготавливаемых и вновь проектируемых плоских криволинейных панелей [15, 19, 20, 21, 28, 29, 31–33, 43 и др.], экспериментальные КФС пассажирского самолета [19, 21, 24]. Однако это не уменьшает потенциальные возможности указанного выше типа КФС для применения в самолетостроении.

Так, среди других преимуществ следует отметить, что трехслойная конструкция оболочки позволяет обеспечить:

а) высокую изгибную жесткость при относительно малом весе в условиях длительных изгибных деформаций. Так, при использовании простых гомогенных материалов цилиндрическая жесткость гладкой оболочки определяется зависимостью $D = E\delta^3/12(1 - \mu^2)$, где E — модуль упругости, δ — толщина стенки оболочки и μ — коэффициент Пуассона. Далее, для трехслойной оболочки общей высотой H , погонный момент инерции намного больший в $3(H/\delta)^2$ раза от момента инерции однослойной (листовой) обшивки толщиной δ .

Естественно, при использовании в трехслойных КФС гетерогенных ПКМ речь должна идти о приведенных нормальном модуле упругости и модуле сдвига, о приведенной (эквивалентной) толщине¹² и плотности заполнителя и др.

б) высокий уровень критических напряжений оболочки. Как известно [13], с увеличением диаметра D гладкой оболочки ее критическое напряжение $\sigma_{кр} = 0,6E\delta/D$ уменьшается при одной и той же толщине ее стенки δ (листовая обшивка). Поэтому применение трехслойной конструкции с оптимальным значением δ исключает снижение уровня $\sigma_{кр}$.

¹⁰ Например, это однослойная обшивка, способная терять устойчивость задолго до разрушения всей конструкции.

¹¹ Применение многослойной обшивки, например, в балочно-обшивочном фюзеляже, повышает ее устойчивость, а следовательно, и критические напряжения в ней [65].

¹² Эквивалентная толщина ($\delta_э$) условной гладкой оболочки получается при равномерном «размазывании» ребер на поверхности ее стенки [38].

с) простоту и высокое качество стыковки и соединения фюзеляжной секции с трехслойной оболочкой с другой секцией отсека (см. далее).

Условно, в зависимости от отношения толщины δ оболочки к радиусу R кривизны ее срединной поверхности, различают два класса оболочек: толстые оболочки, у которых $\delta/R > 1/20$, и тонкие оболочки, у которых $\delta/R \leq 1/20$ [42]. При этом следует отметить особенности расчета трехслойных и двухслойных подкрепленных тонкостенных элементов. В случае трехслойных элементов принята гипотеза, что элементы набора в виде параллельных ребер (стрингеров) являются одинаковыми и расположены настолько густо, что их можно заменить системой сплошных слоев, обладающих некоторыми приведенными свойствами [2, 41, 47, 70].

При расчете на прочность тонких оболочек в зависимости от характера очертания срединной поверхности, распределения нагрузки и опорных закреплений могут применяться в ряде случаев положения более простой безмоментной (в т.ч. при инженерных подходах к решению этой задачи) или более строгой моментной теории¹³ оболочек [16, 17, 22, 25, 38, 41, 70].

При этом в [16] отмечается что, как показала практика, в отличии от металлических конструкций, для производства из ПКМ найденные толщины оболочки при расчете ее на прочность, чаще всего удовлетворяют изгибным и крутильным жесткостям, т.е. эти ограничения не являются определяющими.

Обобщенной характеристикой применительно к КФС, является ее конструктивная схема, отражающая взаимное расположение всех силовых элементов этой конструкции, которые воспринимают нагрузки, действующие на секции (рис. 1); их конструктивное оформление, в том числе используя схему конструктивно-эксплуатационных (КЭР) и технологических разъемов планера и т.д.; методы изготовления соединения этих элементов с учетом серийного производства самолетов; тип стыка КФС с другими секциями фюзеляжа (конструктивное оформление и способ передачи нагрузок). Разработанную конструктивную схему КФС можно сравнить с развернутым техническим заданием для рабочего проектирования конструкции.

В п. 25.613 авиационных правил [1] в частности сказано:

а) Прочностные характеристики материалов должны определяться на основании достаточного количества испытаний с тем, чтобы расчетные

значения можно было устанавливать на основе статистики.

В п. б отмечается, что расчетные значения характеристик материала следует выбирать таким образом, чтобы уменьшить вероятность разрушений конструкции из-за непостоянства свойств материалов и притом такие, которые обеспечивают прочность материала со следующей вероятностью:

1) 99% — с 95%-ным доверительным интервалом, когда приложенные нагрузки передаются через единичный элемент агрегата, разрушение которого приводит к потере конструктивной целостности агрегата (базис А);

2) 90% — с 95%-ным доверительным интервалом для статистически неопределимой конструкции, в которой разрушение любого отдельного элемента приводит к тому, что приложенные нагрузки безопасно распределяются по другим несущим элементам (базис В).

3) Должно учитываться влияние окружающей среды и т.д.

Для повышения надежности конструкции КФС, находящейся в длительной эксплуатации, может также, среди других, иметь место задача проектирования ее с нагруженным резервом.

Из теории надежности сложных систем [27, 70] известно, что нагруженный резерв это такой резерв, который содержит один или несколько резервных элементов, находящихся в режиме основного элемента. Это означает, что с нулевого момента времени элемент, находящийся в нагруженном резерве, также расходует свой расчетный ресурс, наряду с основным элементом. В предлагаемой концепции КТКУ роль нагруженного резерва КФС выполняет внутренняя (нижняя) обшивка трехслойной стенки оболочки (рис. 1, поз. 3). Наличие ее уменьшает возможность разрушения всей конструкции, в том числе, по результатам негативных последствий влияния внешней среды на КФС. Кроме того, наличие трехслойной стенки упрощает задачу конструктивных усиленных проемов в КФС. Например, двери пассажирской кабины должны иметь размеры не менее 1350×500 мм и др. Произвести усиление проема в приведенном примере в трехслойной оболочке с трубчато-ребристым наполнителем проще, чем с сотовым наполнителем.

Следует остановиться на факторе влияния заданной длины цилиндрической КФС на особенность и эффективность КТР в таких двух, среди прочих, случаях:

а) удлинение фюзеляжа λ_{ϕ} (п. 1.1.) характеризуется следующим значением $\lambda_{\phi} > 7$.

¹³ Многочисленные экспериментальные данные подтверждают, что вдали от закрепленных концов гладкой оболочки толщиной δ , при $1 > 2,5\sqrt{R\delta}$ формулы безмоментной теории обеспечивают высокую точность расчетов [38].

Как известно [13, 65, 70 и др.], нормальные шпангоуты обеспечивают по заданной длине поперечного сечения фюзеляжа (корпуса) восприятие местной аэродинамической нагрузки. Однако более существенными нагрузками на нормальные шпангоуты, особенно для фюзеляжей больших удлинений $\lambda_{\phi} > 7$, являются усилия от изгибных деформаций¹⁴.

б) проявление краевого эффекта (п. 1.1.). Особенно это ощутимо в коротких оболочках. Обычно он возникает в местах сопряжения или закрепления оболочек, обусловленных во многом их местным изгибом.

Важнейшей физической причиной возникновения краевого эффекта является стесненность свободы деформации оболочки, соответствующей мембранным напряжениям. Другой причиной появления местных сил, распределенных по окружности является перелом образующих элементов оболочки. Краевой эффект может также возникнуть в следствие разрыва непрерывности силовых воздействий в смежных областях [42, 70 и др.].

Детально краевой эффект во многом зависит от уровня цилиндрической жесткости и радиуса кривизны оболочки и возникает в том случае, когда на краю оболочка нагружается моментным образом (поперечными силами и моментами). Это может быть при стыковке ее с другой, например, при наличии эксцентриситета, оболочкой; закреплений в отношении предотвращающих поперечные перемещения (смещение осей Δa) и углы поворота (закручивание секций $\Delta \psi$) [41, 42, 70 и др.].

Граничные условия на практике стыковки фюзеляжных секций редко соответствуют безмоментным условиям, поэтому вблизи таких краев оболочка подвергается изгибному деформированию. В первую очередь, здесь речь идет о стыкуемых соединениях (т.е. соединения, передающие весь силовой поток, проходящий через конструкцию или его часть) [12, 18, 41, 42, 46–48, 60, 70 и др.].

Как известно [12, 13, 38, 64, 65, 70 и др.] стыки секций являются наиболее ответственными элементами конструкций¹⁵ и должны соответствовать ряду требований, среди них:

- обеспечение конструктивно-технологически способами строго взаимного положения соединяемых секций относительно друг друга в целях сохранения геометрической формы при минимальном уровне напряжения изгиба и, тем самым, уменьшение размера зоны, занятой краевым эффектом. Это тем более необходимо обеспечить, поскольку в местах перегиба листовых углепластиков их прочность резко уменьшается;

- передача всех силовых факторов от одной секции к другой при минимальной концентрации напряжения;

- минимальная масса узла стыковки с минимальной затратой времени на эту операцию, учитывая максимальное исключение подгоночных работ и др.

- минимальные габаритные размеры конструкции стыка для обеспечения наибольшей плотности компоновки оборудования при монтаже его со стороны торцов секции и др. [13, 64, 65, 70 и др.].

Выполнение первого требования осуществляется путем удержания в заданных пределах следующих конструктивных параметров:

- точность положения центральной оси $\Delta \theta$ по длине изготовленной замкнутой оболочки КФС цилиндрической формы и ее перпендикулярность плоскости поперечного сечения этого цилиндра [64]. Наиболее полно и автоматически это условие выполняется в оболочках вращения, изготавливаемых методом намотки;

- точность по перекоосу осей $\Delta \phi$ стыкуемых секций;
- точность по закручиванию секций относительно друг друга $\Delta \psi$ [13].

Реализация силовых функций стыков и особенно КФС, оказывается наиболее трудной задачей [12, 13, 42, 46, 64, 65, 70]. Суть этой задачи в том, чтобы распределенные по конструкции потоки усилий собрать с помощью стыковых узлов и передать их на смежную секцию с минимальной концентрацией напряжений при минимальной массе стыкового узла.

Наиболее сложными при поперечно-стыковом соединении независимо от применяемых материалов, являются секции фюзеляжа балочно-стрингерной конструкции [48, 65, 70 и др.]. При этом стыковка КФС более сложная, чем стыковка фюзеляжных секций классической алюминиевой конструкции, изготавливаемых из высокопрочных алюминиевых сплавов. Это вызвано рядом особенностей композитных сборочных единиц (частей), которые необходимо учитывать в процессе технологического проектирования [36, 48, 70 и др.], среди них:

- более широкий, чем у цельноалюминиевых конструкций диапазон величин допусков на точность геометрических размеров сечений соединяемых фюзеляжных секций и взаимного расположения силового набора в них. Однако в ряде случаев, и это расширенное поле допусков не соблюдается;

- сложность и высокая трудоемкость по передаче потока усилий композитным стрингерным подкреплениям в контурном или точечном фланцевом стыке [13, 48, 65, 70 и др.]. Здесь каждый углепластиковый

¹⁴ В патенте RU2448.865 рассматривается вариант усиленного шпангоута из ПКМ близким по форме поперечного сечения к прессованным алюминиевым профилям Пр306, Пр307 [65, рис. 1.56]. Речь идет о П-образном с отогнутыми в противоположные стороны лапками (корытообразный профиль).

¹⁵ В [38] отмечается большое влияние на несущую способность тонкостенных оболочек, работающих на устойчивость, условий заделки (защемления) опорного контура.

стрингер крепится к стыковому элементу в виде металлического фланца, который, в свою очередь, крепится к усиленному стыковому шпангоуту посредством многоточечных механических соединений;

- невозможность применения способа сборки стыкуемых между собой композитных конструкций, посредством их упругого деформирования, например, путем отжима в зоне стыка, как это имеет место при стыковке и сборке металлических конструкций¹⁶.

4. Лидирующие концепции КФС (хронологически направленный обзорный краткий анализ)

В разделе выборочно представлен в кратком изложении хронологически воссозданный процесс развития конструкций КФС и технологий их изготовления. В качестве хронологически исходной позиции для представления последовательности в создании и развитии конструктивно-технологической базы реализации этого нового в самолетостроении направления¹⁷, явился период 1975–1980 гг.

От него отчетливо просматривается дальнейший поэтапный ход разработок КФС и их применения в самолетах.

В укрупненном представлении это:

- легкие (легкомоторные) самолеты, как наиболее ранний (первый) этап. Здесь были сформулированы первые специальные требования к КФС;

- узкофюзеляжные ближне — и среднемагистральные самолеты. В ГП «Антонов» работы над проблемой создания КФС шли по двум концепциям (п.п. 4.2 и 4.3):

- «панелированная» интегральная конструкция оболочки со стрингерно-шпангоутным подкреплением;

- «трехслойный монокок» с круговой укладкой лент препрега методом намотки.

В обоих вариантах это интегральная конструкция, изготовленная по препреговым технологиям [15, 19, 21, 24, 30, 32].

Научно-исследовательские и экспериментальные работы, выполненные по второму этапу, обеспечили дальнейшее динамическое развитие этого нового в ГА направления;

- широкофюзеляжные дальнемагистральные самолеты, как наиболее поздний (2005–2015 гг.) и, в то же время, наиболее эффективный этап КФС-развития в авиастроении;

Вершиной успеха мирового авиастроения явились изготовленные по препреговым технологиям

оболочки КФС-фюзеляжей больших самолетов: Boeing 787 (2009 г., концепция круговой укладки волокон) и Airbus 350 (2012 г., концепция «панелирования»).

- новый, современный этап, связанный с выявлением и реализацией дальнейших приоритетных направлений развития КФС, включая разработку КТР на основе применения эффективных ПКМ, повышения про-композитного уровня конструкций, механизации и автоматизации процессов и др. Целью нового этапа является дальнейшее повышение технологичности, прочности и эксплуатационности, а также снижения массы КФС, и, как следствие, повышение транспортной эффективности самолетов ГА в течении всего срока их службы.

4.1. Легкие (легкомоторные) самолеты

Самым распространенным в мире типом самолета остается легкий самолет (ЛС). Вместе с другими ЛА авиации общего назначения, ЛС сегодня составляют до 97% мирового рынка гражданской авиации [37].

В градационном определении ЛС характеризуются взлетной массой в интервале от 495 кг до 5700 кг [70]. В прошлом (в СССР) к легким относились самолеты со взлетной массой до 10 000 кг (укрупненная градация). В настоящее время в мире насчитывается более 18 000 фирм, занимающихся разработкой и производством ЛС.

При этом в [37] отмечается, что сборочно-монтажные работы вместе с контрольно-испытательными процессами составляют до 60% от общей трудоемкости изготовления самолета и более 65% от общей продолжительности цикла основного производства. Решение этой проблемы специалисты видят в использовании метода автоматизированной конвейерной сборки планера самолета [37 и др.].

Ниже представлен ряд примеров ЛС с конструкциями из ПКМ.

а) Одним из первых в мировой практике (1975 г.) легким самолетом с применениями ПКМ (преимущественно органопластики) был пассажирский самолет для местных авиалиний Ан-28 [31]. Его максимальная взлетная масса (далее — взлетная масса) составляет 6500 кг, экипаж 1–2 чел., полезная нагрузка (пассажировместимость) 15–18 чел. В основном это были композитные панели различного назначения. В дальнейшем, примерно к 1980 году, в связи с успешным развитием этого нового в авиастроении направления очередь «дошла» и до фюзеляжных секций ЛС из ПКМ. Полученные результаты и выводы, сделанные в

¹⁶ Патент СССР 1718527 «Способ сборки конструкций летательных аппаратов» [70]

Нагаев И.В. «Сборка с упругой компенсацией отклонений формы монолитных панелей» [70]

¹⁷ Здесь преимущественно речь идет о самолетах гражданской авиации, классифицируемых по максимальной взлетной массе

ходе этих работ, во многом стали исходным, отправным моментом при создании КФС более крупных самолетов.

б) Административный самолет Lear Fan [31, 70] со взлетной массой 3324 кг, экипаж 2 чел., пассажироместимость 8 чел. Первый полет прототипа состоялся в январе 1981 года, промышленное производство началось в 1982 году.

Практически весь планер самолета: фюзеляж; крылья, включая кессон; киль, рули и др. выполнены их эпоксиуглепластика на основе волокна Tornel. Фюзеляжные секции из ПКМ выдерживают нагрузки кручения до 3,6 т, а сжимающие до 11 т. Все это сделало Lear Fan вполнину легче самолета на основе алюминиевых сплавов при такой же прочности. Для своего времени это стало революцией в авиастроении, особенно в малой авиации.

с) Административный самолет Jetcruiser 500 [70–75]. Взлетная масса 2721 кг, экипаж 1 чел., пассажироместимость 6 чел. Разработки самолета начались в 1982 году, первый полет состоялся в 1989 году, доля ПКМ в планере составила 50%. Фюзеляж полностью композитный, его обочка выполнена методом намотки лент препрега, крыло — из алюминиевого сплава. Система наддува самолета обеспечивает избыточное давление $0,61 \text{ кг/см}^2$, что позволяет на высоте 12500 м поддерживать в кабине давление соответствующее высоте 2400 м.

д) Следующий пример — это цельнокомпозитный (по-видимому, планер) однодвигательный турбовентиляторный реактивный самолет Global Flyer [70, 72], который выполнил в 1986 году беспосадочный кругосветный полет.

е) Административный самолет Adam Aircraft [58, 70]. Взлетная масса 3175 кг. Экипаж 1 чел., пассажироместимость 5 чел. Первый полет прототипа состоялся в 2002 году, самолет практически полностью выполнен из углепластика.

ф) Административный самолет «Premier 1 (1A)» [68, 70]. Взлетная масса 5670 кг. Экипаж 1–2 чел., пассажироместимость 6–7 чел. Самолет разработки середины 1990х годов. Первый полет прототипа состоялся в 1998 году, фюзеляж самолет состоит из двух секций — передней и задней, и выполнен по схеме «трехслойный монокок». Оболочка каждой секции фюзеляжа представляет собой цельную трехслойную конструкцию (barrel-fuselage section) с сотовым наполнителем и обшивками из углепластика с общей толщиной стенки оболочки 21 мм.

Стрингерно-шпангоутное подкрепление оболочки отсутствует. Снижение массы фюзеляжа составило 20%, внутренний объем кабины увеличен на 11%. Наружный слой обшивки фюзеляжа выполнен с применением гибридной ткани на основе углеволокон с вплетением в структуру металлической проволоки для обеспечения отвода заряда молнии и накопления статического электричества.

С целью автоматизации процесса изготовления использовалась установка Viper CNC Fiber Placement System фирмы Cincinnati Milacron. Формование конструкции производилось в автоклаве.

г) Американский легкий многоцелевой истребитель F-5. Разработка 70-х годов, взлетная масса 9379 кг. Фюзеляж самолета выполнен из ПКМ. Конструктивно это двухсводный фюзеляж с толстостенной монолитной обшивкой, лонжеронами и прочным силовым каркасом в виде подкреплений шпангоутами и другими типовыми элементами.

Исторически это одна из наиболее ранних конструкций подобного типа. Структурно фюзеляж состоит из двух (верхней и нижней) отдельно изготавливаемых незамкнутых оболочек интегрально-сборочной конструкции, т.е. в фюзеляже имеется два продольных стыка. Длина этих незамкнутых оболочек (сводов) составляет 5,1 м. Их конструктивно-силовую схему можно отнести к лонжеронно-бесстрингерному типу. В конструкции оболочек были применены следующие материалы: углепластики (47%), боропластики (12%), стеклопластики (14%), металлы и другие материалы (12%).

При разработке конструкции были использованы новые на то время достижения в технологии ПКМ:

1) монолитная оболочечная конструкция, в которой наружная обшивка составляет одно целое с лонжеронами, полками рамы и рамами дверей;

2) предусмотрена возможность выпучивания для панелей с большой величиной отношения радиуса кривизны к толщине при нагрузках ниже предела прочности с целью максимального использования их несущей способности после выпучивания;

3) специальная оснастка, позволяющая в процессе отверждения уровновесить термическое расширение конструкций из ПКМ и формирующей оснастки;

4) надежная конструкция узла крепления крыла к фюзеляжу.

Обшивка выполнена из углепластика, имеющего структуру армирования $0/\pm 45^\circ$, при этом в зонах, где прочность на сдвиг является критической характеристикой, наполнитель был ориентирован в основном в направлении $\pm 45^\circ$. С каждой стороны расположены по три лонжерона, выполненные из однонаправленного материала с числом слоев (на отдельных участках) до 85. В шпангоутах предусмотрено использование углепластиков. На участках соприкосновения с топливом применяются сотовые панели с обшивками из боропластика и алюминиевым наполнителем. Крепление узлов с обшивкой производится в основном с помощью угловых соединительных элементов из стеклопластика. В итоге, указанная интегральная конструкция обеспечила экономию массы на 15% (57,1 кг).

Естественно, что требования к конструкции истребителя и к конструкции магистрального пассажирского лайнера во многом различаются. Одна-

ко, ряд КТР может быть использован и в гражданской авиации. Это, прежде всего, высокая интегральность двухсводной конструкции фюзеляжа.

4.2. Украинский ближнемагистральный узкофюзеляжный пассажирский самолет Ан-148

Начало разработки самолета 2001 г., первый полет совершен в 2004 г. Взлетная масса 38550 кг, экипаж — 2 чел., пассажироместность — 80 чел. (Ан-148-100А) [64].

В 1990—2000 годах существовало расхожее мнение, что ПКМ выгодно использовать только в больших ЛА — широкофюзеляжных дальнемагистральных лайнерах. Но ГП «Антонов» своими работами (начало 70-х годов) показал, что и для менее крупных, хотя существенно более массовых узкофюзеляжных самолетов, использование ПКМ также достаточно эффективно, например, как это имеет место в самолете Ан-148.

Известно, что требования к создаваемой авиатехнике делают обязательным и важным опережающие научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы с экспериментальными исследованиями прочности композитных авиаконструкций в условиях максимально приближенным к ожидаемым условиям их эксплуатации. Так, например, в [15, 26, 30, 32] показано, какой заметный объем НИОКР, выполненных ХАИ и ГП «Антонов» по проблеме создания негерметичной КФС гражданского самолета, начиная с 1974 г. (с временными интервалами), предшествовал конструкции КФС для самолета Ан-148-100 и серийной технологии ее изготовления. Речь идет о композитной секции хвостовой зоны фюзеляжа для вспомогательной силовой установки (ВСУ) — двигателя АИ-450-МС.

Как и в самолете F-5, это двухсводная конструкция, сформированная из половинных криволинейных панелей оболочки. Детально она представлена в [15]. Указанная КФС состоит из двух подсекций (правой и левой), а также монтажных створок. КСС сформирована обшивкой и продольно-поперечным силовым набором.

К продольным силовым элементам относятся стрингеры, балки, окантовывающие вырез под монтажные створки, диафрагмы вырезов обшивки для установки крышек обслуживания и усиления узлов крепления механизма воздухозаборного устройства. Поперечные силовые элементы представлены шпангоутами, диафрагмами усиления узлов навески монтажных створок и т.д.

В [15] отмечается, что КСС сформирована таким образом, что каждый элемент воспринимает свойственный ему вид нагружения и для его расчета применима соответствующая расчетная модель.

При изготовлении КФС применялась препрего-автоклавная технология. Здесь были использованы препреги на основе угленополнителей (ленты,

ткани) и связующее УП-2227. При изготовлении подсекций была задействована система лазерных проекторов для разметки и позиционирования слоев препрега в процессе их наложения в пакет. Это усовершенствование препреговой технологии упростило, и тем самым ускорило выкладку слоев более чем на 30% и уменьшило излишние отходы материала до 25% [15, 32].

4.3. Экспериментальный образец КФС узкофюзеляжного самолета (ГП «Антонов»)

Как отмечалось, проблема изготовления фюзеляжа из ПКМ имеет свою давнюю историю. Так, АНТК им. О.К.Антонова совместно с Укр НИИАТ еще 1980 году были проведены экспериментальные работы по изготовлению образца КФС диаметром 2,5 м и длиной 6,2 м, используя конструктивную схему «трехслойный монокок» [19, 21, 24].

Речь шла о разработке и осуществлении технологического процесса который является малозатратным и эффективным способом изготовления КФС [19, 21, 24].

Трехслойная оболочка включает намотанные препреговыми углелентами обшивки, а в межобшивочном пространстве — ребристый наполнитель в виде готового гофролиста прямоугольной формы с функцией межобшивочного (внутреннего) стрингерного подкрепления.

Исходными предпосылками разработки малозатратных КТР явились следующие основные положения:

- ряд известных преимуществ балочно-обшивочного фюзеляжа перед балочно-стрингерным [65, 70 и др.];
- намотанные одноцельные структуры обшивок более долговечны и менее трудоемки в исполнении, чем обычные составные (из частей) структуры с большим количеством крепежных элементов;
- при использовании высокопроизводительного метода автоматизированной намотки стоимость композитных изделий меньше по сравнению с другими автоматизируемыми методами изготовления;
- отсутствие обычного для полумонокока стрингерного подкрепления, что намного упрощает процесс изготовления КФС и др. Речь идет об оболочках типа SOFI (Stringer Outside, Frame Inside), в которых устранено пересечение стрингеров и шпангоутов;
- энергоэффективность термосилового формирования интегральной оболочки. Так, давление при ее отверждении создавалось термоусаживаемыми лентами, а нагрев осуществлялся с помощью подачи горячего воздуха (80 °С) во внутрь оболочки, т.е. речь идет о сравнительно низких параметрах термосилового отверждения изделия.

Композитные нормальные шпангоуты были присоединены к оболочке клеевым способом. Изго-

товленная конструкция успешно прошла испытания (без внутреннего давления).

Экспериментальный образец КФС имел вес 520 кг. Снижение веса по сравнению с конструкции из алюминиевых сплавов оценивалось на уровне 40%, а уменьшение количества крепежных элементов — на 70%.

4.4. Проект композитного фюзеляжа европейского узкофюзеляжного самолета консорциума «AIRBUS»

Сравнительно небольшое число последовательно появляющихся новаторских концепций по теме создания фюзеляжей из ПКМ будущих европейских узкофюзеляжных самолетов имеет более, чем 15-летнюю историю [8, 14,70].

В данном разделе речь идет о «низкозатратном» самолете, предназначенном для замены семейства машин A320, в первую очередь, о путях изготовления из ПКМ фюзеляжа этого самолета с наименьшими затратами [8, 70 и др.]. Этому вопросу был посвящен пятилетний европейский проект Nacre (New Aircraft Concept Research), который стартовал в апреле 2005 года. Формально он закончился в 2010 году. На плечах проекта Nacre сегодня стоит новый проект SFWA (Smart Fixed-Wing Aircraft). Это проект «умного» самолета, в рамках которого исследуются различные варианты сокращения расхода топлива коммерческими и деловыми самолетами. При использовании ПКМ можно изготовить фюзеляж самолета A320 с герметичной кабиной с весом на 30% (т.е. приблизительно на 5–8 тонн) меньшим, чем у такого же металлического фюзеляжа [14]. Такое уменьшение веса обеспечит экономию 24 миллионов литров топлива на протяжении срока службы самолета. Кроме того, здесь значительные резервы повышения аэродинамического совершенства заложены в интеграцию и в новых компоновках.

В своем активе проект Nacre имел три темы, наиболее известны из которых касаются самолета A30X называемого «Proactive Green». Речь, прежде всего, идет об исследовании «Simple Flying Bus» (SFB), что значит фюзеляж с наименьшими производственными затратами. Для этого Airbus работал, в первую очередь с исследовательскими центрами: немецким DLR, чешским VZLU, а также с итальянской фирмой Alenia, беря в качестве прототипа двухдвигательный узкофюзеляжный самолет с размерами, как и у существующего A320.

Для исследования конструкции фюзеляжа SFB был выбран новый порядок приоритетов. При этом было отдано предпочтение уменьшению затрат по сравнению с критерием только одного выигрыша массы. Так, при массовом использовании ПКМ и существующих концепций производства, можно достичь уменьшения массы на 30%, но в ущерб затратам на производство, которые могут при этом

вырасти на 20%. А европейский проект Nacre был именно нацелен на уменьшение на 20%, как массы, так и затрат на производство. Для достижения целей предполагалось также использование «продвинутых металлических сплавов», таких как алюминиево-литиевые сплавы. Один из подходов заключается в том, чтобы оставить в стороне конструкцию фюзеляжа основанную на решениях, применяемых для металлических фюзеляжах (Black Metal Design) так как, не делая этого, нельзя извлечь всех преимуществ при использовании ПКМ.

Центральная зона фюзеляжа одинарной кривизны (цилиндрическая форма) может быть изготовлена методом круговой укладки (намотки) препреговых углелент. Это решение в виде монокока (согласно определению «Airbus») исходит из подхода, подобного тому, который применен фирмой Boeing для самолета Dreamliner 787. Но, по программе Nacre-SFB предусматривается применять это решение только для секций двойной кривизны, а для секций центральной зоны предусматривается панельно-сборочный вариант КФС.

Ряд указанных выше положений проекта Nacre было использовано при проектировании фюзеляжа A350XWB. В итоге проект Nacre стал хорошей площадкой для накопления знаний в передовых областях авиации и разработки проектов КФС [70].

В тоже время «Airbus» ввел в эксплуатацию узкофюзеляжный среднемагистральный самолет A320neo пассажироместимостью 150–180 чел., представляющий собой ремонторизированную версию семейства самолетов A320 [70].

В этой связи, особенно следует отметить, что сегодня главной двигательной силой мирового авиостроения является как раз узкофюзеляжные среднемагистральные самолеты и среди них, в первую очередь, самолеты фирмы Bombardier. Как вызов самолету A320, например, это самолет CS-300 (2015 г.) с применением ПКМ на уровне 46%, включая при этом и композитные конструкции фюзеляжа. Пассажироместимость самолета 140–160 чел., взлетная масса — 67,6 т [70]. За счет применения ПКМ и легких сплавов удалось уменьшить массу самолета на 15%, расходы на эксплуатацию на 15%, также снизить на 11% потребление топлива. Композитные конструкции этого самолета, как и самолетов B787 и A350 относят к разряду «низкозатратных» (Low — cost composite structures).

4.5 Концепция проекта фюзеляжа из ПКМ гражданского узкофюзеляжного среднемагистрального самолета Германского центра авиации и космонавтики (DLR)

Согласно концепции [34] речь идет о большом самолете с пассажироместимостью более ста чел. Демонстратор фюзеляжа натуральной величины был представлен на выставке в Берлине в 2002 году.

Указанный в заглавии проект [34, 35] преследовал следующие основные и дополнительные цели, прежде всего, это снижение массы и стоимости фюзеляжа пассажирского самолета за счет применения углепластиков соответственно на 30 и 40%. Одновременно с этим, при акценте также на повышение безопасности в случае возникновения нагрузок типа «impact» (ударное воздействие), например, гальки и других предметов от ВПП, крупного града и др., а также «crash» (разрушение)¹⁸, уменьшения объема работ при техническом обслуживании и т.д.

В [34] анализируется конструктивно-силовая схема углепластикового фюзеляжа под названием GONDEL-концепция. Аналогичная КСС анализируется также в [25].

На основе анализа классической КСС металлического фюзеляжа и особенностей применения ПКМ в [25, 34, 35] предлагается новая концепция фюзеляжа из ПКМ с силовым контуром поперечного сечения, замкнутым по полу. Особенность этой КСС фюзеляжа заключается в том, что кабина пассажиров, испытывающая избыточное давление, является основной несущей конструкцией, воспринимающей глобальные нагрузки, а багажно-грузовой отсек образует второстепенную негерметичную конструкцию, которая воспринимает локальные нагрузки только от багажа и соответственно не участвует в общей работе фюзеляжа. Важным является также то, что теперь массивный пол не просто воспринимает локальные нагрузки, но и замыкает силовой контур фюзеляжа, т.е. участвует в восприятии глобальных нагрузок.

Как известно, наиболее нагруженными частями фюзеляжа (вследствие растяжения и сжатия от изгибающих моментов и осевой силы и действии избыточного давления) всегда оказываются верхний и нижний своды. В большинстве случаев боковые панели воспринимают касательные усилия, а также местные аэродинамические нагрузки.

В [34, 35] контур КФС разбит на четыре панели: пол, верхнюю и 2 одинаковых боковых, структура и толщина которых различны. Такое разбиение в дальнейшем позволило оптимизировать толщины композитных панелей. Таким образом, конструкцию пассажирской кабины образуют три круговой формы несущие панели: две боковые и одна нижняя. Последняя содержит профили для крепления кресел и крепления пола, которые, как отмечалось также являются несущими и участвуют в общей работе фюзеляжа. Длина панелей равна длине пассажирской кабины. В панели интегрированы стрингеры, шпангоуты и местные усиления. Таким образом, несущая конструкция фюзеляжа высоко-

интегрирована и содержит только 2 поперечных и 3 продольных стыка, что ведет к сокращению массы и стоимости сборочных работ.

Элементы GONDEL выполняют защитную функцию для пассажирской кабины и являются так называемыми жертвенными структурами, сквозное разрушение которых вследствие воздействия нагрузок типа «impact» не влечет к разгерметизации пассажирской кабины и возможному декомпрессионному ее разрушению. Они выполняют также функцию поглощения энергии в случае воздействия нагрузок типа «crash» и др.

В фюзеляже отсутствует характерное (обычное) для полумонокока стрингерное подкрепление за счет применения КТР типа SOFI (п. 4.3), в котором устранено пересечение стрингеров и шпангоутов.

Это достигается за счет наличия «внутренних» стрингеров в так называемой «1,5 sandwich»-структуре. В ней внешний, относительно тонкий аэродинамический слой служит в качестве детектора возможного воздействия «impact», например града.

В тоже время внутренняя обшивка является силовой и содержит слои с преимущественной ориентацией $\pm 45^\circ$. Средний слой панели представляет совокупность плотноразмещенных продольных конструктивных элементов в виде прямоугольных рукавов из ПКМ, заполненных пенопластом. Ориентация слоев в рукавах многонаправленная $\pm 45^\circ, 0^\circ$.

Пенопластовый наполнитель играет защитную роль для несущей обшивки от «impact», а также роль термоакустической защиты. Несущие обшивки панелей стыкуются посредством болтовых соединений через углепластиковые накладки, которые сочетают функции соединения и усиления соответственно в поперечном и продольном направлениях.

Несущие панели изготавливаются (ввод связующего) инъекционным способом SLI (Single Line Injection), который отличается высоким качеством, соизмеримым с препреговой технологией. Одновременно использовалась автоклавная технология формования. Всего в указанной технологии, как сложной системы, задействованы четыре взаимосвязанные подсистемы: инъекционная, вакуумная, автоклав и технологическое оснащение. При этом обеспечивается низкий уровень пористости и возможная вариация содержания волокна за счет «игры» давлений автоклава и инъекции.

Высокая оценка предложенного DLR углепластикового фюзеляжа панельно-составной конструкции показала, что при равной изгибной жесткости «standart body», достигается редуцирование веса до 28% при максимальных нормальных напряжениях порядка 260 МПа (в титаноуглепластико-

¹⁸ Речь идет о способности противостоять возможному полному разрушению конструкции

вых накладках, прочность болтовых соединений которых реализуется до 700 МПа).

Ряд замечаний по данному проекту приведен в [43].

4.6. Американский дальнемагистральный, широкофюзеляжный пассажирский самолет B787

Начало разработки самолета корпорации Boeing с условным обозначением 7E7 — апрель 2004 г. Базовый вариант B787-8. Первый полет совершен 15 декабря 2009 г. Взлетная масса 227 900 кг, экипаж — 2 чел., пассажироместимость — до 250 чел., объем применения композитов — 50%.

Композитный, в основном из углепластика, фюзеляж самолета B787 включает семь секций: №№41, 43, 44, 45/11, 46, 47, 48. Носовая секция №41 имеет длину 7,31 м и диаметр 5,79 м (на уровне передних дверей). Секции центральной части фюзеляжа имеют размеры по длине: передняя №43 — 6,1 м; средняя №44 — 8,5 м; задняя №46 — 10,1 м. Секции хвостовой части №47 и №48 имеют соответственно длины 7 м и 4,5 м, с диаметрами 6 м и 4,7 м.

Каждая секция балочно-стрингерной конструкции представляет собой цельный (использование технологий намотки) полумонокк, состоящий из интегральной цельноформованной стрингерной оболочки (обшивка + стрингерное подкрепление) и присоединенного к ней комплекта шпангоутов с помощью заклепок, что, как недостаток, заметно ведет к ослаблению углепластиковых конструкций заклепочными отверстиями [9, 14, 19, 21, 22, 32, 43, 70, 71 и др.].

Таким образом, КФС представляет собой целостную конструкцию (one-piece barrel section), что говорит о наличии лишь поперечных стыковых разъемов секции вдоль длины фюзеляжа (продольные стыки в КФС отсутствуют).

При этом необходимо отметить, что членение композитного фюзеляжа на секции обусловлено КСС с учетом получения максимальной степени про-композитной конструкции, технология изготовления КФС, а также ограничительными геометрическими характеристиками оборудования для термосилового формования конструкций, особенно, автоклавов, и станочного оборудования для автоматизации работ, прежде всего, для процессов выкладки и намотки. В качестве примера здесь можно указать на станок для укладки волокон, разработанный фирмой Ingersol machines Tools. Он предназначен для производства монолитных цилиндрических секций, диаметром до 8 м, длиной до 20 м, прежде всего, для самолета B787. Также

важно учитывать возможности оборудования для механической обработки.

В общем, создание такого фюзеляжа возможно при наличии новой технологии, совершенных средств автоматизации работ и широкой международной кооперации.

Как видно, особенностями технологий корпорации Boeing являются отказ от трехслойных структур. Изготовление КФС производится по терминологии «Boeing» с автоматическими получаемыми стрингерами с поперечным сечением в виде буквы омега. Речь идет о концепции КТКБ (п. 1.1). Основой этой концепции является круговое размещение волокна на массивной оправке методом автоматизированной намотки на станках фирмы Ingersoll, выбранные фирмами-изготовителями Alenia Aeronautica, а также Korean Air. При этом в указанной оправке имеются продольные пазы, в которые перед намоткой обшивки вставляются, расположенные на специальной оснастке заготовки стрингеров¹⁹.

Термосиловое формование собранной целостной стрингерной оболочки производилось вакуум-автоклавным способом.

Ниже приведено несколько примеров использования в производстве крупногабаритных композитных конструкций самолета B787 самых больших в мире автоклавов [21]:

- фирма «Tarisco Corp.» (Лонг Бич, штат Калифорния) ввела в эксплуатацию автоклав 7 м в диаметре и 7 м в длину «Fuji Heavy Industries Ltd» (Токио, Япония). Этот автоклав используется в производстве конструкций кессона крыла;

- фирма «ASC Process Systems» (Силмор, штат Калифорния) ввела в эксплуатацию самый крупный в мире автоклав диаметром 9,2 м и длиной 23 м. Максимальное давление 10,2 кг/см², максимальная температура — 232 °С. В этом автоклаве одновременно производится отверждение 47-й и 48-й секций фюзеляжа лайнера B787.

Таким образом, современная технология, оборудование и оснастка позволяют изготавливать из ПКМ цельными силовые авиационные конструкции длиной до 20 м и диаметром до 8 м [21].

После термосилового формования монолитная стрингерная оболочка наподобие чулка стаскивается с массивной оправки [20]. Такой метод изготовления стрингерной оболочки КФС и сложность снятия этой отформованной конструкции ограничивают длину КФС примерно до 8—9 м [43], уступая по удлинённости, как важному геометрическому параметру, самолету A350.

Со своей стороны, нормальные шпангоуты изготавливаются также из углепластика с применением

¹⁹ Примеч. авторов. Технология подобного подкрепления композитных конструкций панелей с замкнутыми профилями обычно связана с применением оправок (вкладышей) из терморасширяющихся эластичных материалов.

²⁰ Реальное осуществление этого процесса по - видимому, относится к ноу-хау корпорации Boeing [43].

технологии введения (впрыска) связующего в преформу. При этом, если в базовом варианте В787-8 это шпангоуты узлового типа (состоящие из нескольких частей), то в удлиненном фюзеляже самолета В787-9 это цельная конструкция [70].

В заключение необходимо отметить, что КФС с целостной стрингерной оболочкой имеет по сравнению с панельно-сборочным вариантом следующие преимущества:

- во-первых, позволяет избежать в производстве использования 1500 алюминиевых листов (в сравнении с металлическими аналогами [70]);

- во-вторых, позволило избежать использования 40 000–50 000 элементов металлического крепежа в каждой секции [70]. Таким образом, речь идет об отсутствии заклепочных продольных стыков в фюзеляжной обшивной оболочке, что позволяет выдерживать целостной КФС высокие усталостные напряжения (циклы наддува). Тем самым, в данной КФС проблема усталости и живучести продольных стыков герметичных фюзеляжей сведена к минимуму;

- в-третьих, преимущество в технологии изготовления:

- использование высокопроизводительного метода автоматизированной намотки;

- уменьшение большого объема механической обработки характерного для панельного варианта КФС, а также отсутствие операций сборки панелей и выполнения их механического соединения;

- в-четвертых, применение ПКМ в самолете В787 обеспечило снижение его массы при сохранении прочности, а это, в свою очередь, положительно отразилось на топливной эффективности самолета²¹.

И, наконец, в отношении системы ТОиР, компании Boeing, а также Airbus увеличили интервалы между тяжелыми формами обслуживания, поскольку ПКМ не подвержены коррозии. Эксплуатационные затраты в самолете В787 по сравнению с В767 были снижены на 12% [70].

К числу ограниченных возможностей технологий изготовления КФС, в первую очередь, следует отнести чрезвычайную сложность получения более длинных оболочек, что позволило бы отдалить стыки между секциями фюзеляжа от сильно нагруженных зон и, тем самым, уменьшить количество поперечных стыковых узлов, каждый из которых имеет массу примерно 80 кг [70].

Кроме того, также следует отметить, что одно из важных статей затрат при определении стоимости объекта из ПКМ, являются затраты на технологи-

ческую оснастку. (Известно, что хотя повышение степени интегральности и как следствие укрупнение таких конструкций, позволяет обеспечить дополнительное снижение массы и трудоемкости изготовления самой конструкции, однако затраты на производство технологической оснастки значительно возрастают из-за существенного увеличения ее габаритов).

4.7. Европейский дальнемагистральный широкофюзеляжный пассажирский самолет А350

Базовый вариант А350-90; первый полет — 14 июля 2013 г.; взлетная масса — 268 000 кг; экипаж — 2 чел.; пассажироместимость — 325 чел. Объем применения ПКМ — 53 %.

Фюзеляж самолета А350ХВ состоит из пяти секций: носовая — из алюминиевых сплавов и четырех КФС. В состав последних входят: законцовочная КФС длиной 5,5 м, а также три удлиненных КФС пассажирского отсека средней части фюзеляжа, в т.ч. передняя длиной 13 м, средняя — 18 м и задняя — 16 м [7, 43, 70 и др.]. Каждая из этих трех секций согласно концепции КТКЭ («Airbus», п. 1.1) состоит из четырех цилиндрических стрингерных панелей с указанными выше длинами, т.е. имеют большую длину, чем, если бы они были получены кольцевой укладкой волокон (концепция КТКБ, п. 4.6). Это позволяет отдалить стыки между секциями фюзеляжа от сильно нагруженных зон и, как следствие, уменьшить сложность стыков, а также периодичность вмешательства при их техническом обслуживании в процессе эксплуатации.

В тоже время для законцовочной КФС по терминологии «Airbus» был выбран вариант «monoshell» (монокок), где оболочка КФС образуется путем круговой укладки волокон, поскольку указанная секция негерметична и, таким образом, подтверждена меньшим усталостным напряжениям (циклы наддува), чем указанные три пассажирские КФС средней части фюзеляжа²².

Вопрос членения серийно изготавливаемых изделий с большим объемом применения ПКМ, в т.ч. членения удлиненного фюзеляжа на секции, определяется выбранной КСС, а также во многом зависит от мощности собственной производственной базы, наличия в ней крупногабаритных автоклавов и специализированного станочного оборудования. К примеру, речь идет о двух станках Viper 6000 для выкладки в производстве конструкции КФС аэробуса А350. На этих станках возможно параллельно выкладывать по 32 полосы препрега из углеленты, изготавливая, например, 60...70-слойные детали и др.

²¹ Электронный ресурс avia.pro/blog/Boeing 787 - foto — video — shema — haracteristiki — otzyky (25 лист.2013р.)

²² Здесь само собой напрашивается определенный вывод о том, что согласно концепции «Airbus», в варианте панельной КФС проще достичь герметичности оболочки, чем в ее «намоточном» варианте (примеч. авторов).

Анализ также показал, что ни одна компания не может осуществить серийное производство большого самолета с преобладающим применением ПКМ самостоятельно. И тогда может возникнуть вопрос об условно «мелком» членении агрегатов, чтобы иметь возможность использовать (загрузить) множество несобственных производственных баз, учитывая их возможности и, прежде всего, тот факт, что в последние годы они практически полностью загружены.

Поэтому важной отправной точкой при членении агрегатов из ПКМ является решение следующей основной задачи: организации серийного производства крупногабаритных конструкций из ПКМ за счет использования мощностей многих известных производственных баз, обеспечивающих изготовление продукции требуемого высокого качества и в твердо установленные сроки²³. При этом обычно учитываются следующие факторы:

а) предметная и технологическая специализации производственных баз (доминирующие сертификационные процессы). При этом, «Airbus», например, отмечает [70], что панельная конструкция фюзеляжа облегчает компании достижение ее целей по сдаче в подряд (50% конструкций), чем в случае круговой укладки волокон;

б) возможность удобной (надежной) и своевременной транспортировки морскими и воздушными путями крупногабаритных конструкций из зарубежных баз к центрам сборки;

с) ограничительным моментом при членении намоточных конструкций фюзеляжа с одновременно приформованными стрингерами, как уже выше отмечалось, является большая материалоемкость и сложность оснастки, а также сложность снятия стрингерной оболочки с оправки. Поэтому, согласно «Airbus», конструкция панельного фюзеляжа менее рискованная и затратная, чем в случае кругового размещения волокна.

Как известно, панели КФС испытывают различные уровни усилий (сжатия, растяжения, сдвига) в зависимости от места нахождения. Поэтому в данном (панельном) варианте можно достичь оптимального решения для каждой зоны самолета. Каждая цилиндрическая панель указанных трех секций пассажирского отсека представляет собой интегральную конструкцию, состоящую из обшивки, подкрепленной набором длинномерных углепластиковых стрингеров в виде профилей с сечением в виде буквы «омега», а также расположенных в необходимых местах усиления (адаптация к местным нагрузкам), в т.ч. в местах стыков панелей, усиления вырезов под пассажирские окна и др. Иными словами, мотив концепции «Airbus» заключается в

возможности оптимизировать каждую панель, которая «работает» в зависимости от ее кругового положения. Также ключевым преимуществом панельной концепции является улучшенная ремонтпригодность в случае ударных повреждений фюзеляжа, большинство которых происходит из-за столкновений на земле с автомобилями аэропортовой службы.

Нормальные шпангоуты A350 выполнены из углепластика, в т.ч. по причине возможной коррозии алюминиевых сплавов при контакте с углепластиком, а стыковые шпангоуты и шпангоуты дверей — из титана. По сравнению с концепцией цельной круговой стрингерной оболочки КФС, концепция «Airbus» предусматривает заметно большее количество технологической оснастки (материал — инварные сплавы, формования панелей от наружного контура), что влечет за собой — необходимость в большем количестве производственных площадей и резервов. Кроме того, по данным «Airbus», соединение между собой панельных КФС является более сложным процессом по сравнению с их «намоточным вариантом», и требует применение шпангоутов увеличенных размеров [7].

5. Усовершенствованная концептуальная схема КФС типа «трехслойный монокок» с ребристым наполнителем

В данном разделе в изыскательской среде «КФС-строения» кратко представлена новая конструктивно — технологическая концептуальная схема КФС типа «трехслойный монокок» с многостенным трубчато — ребристым наполнителем. Речь идет в русле проекта Nасге (п. 4.4) о малозатратных КТР с высокопроизводительной технологией серийного производства КФС, в том числе и в варианте удлиненного фюзеляжа²⁴. Предложенная концептуальная схема (КТКУ, п. 1.1) построена на основе обобщения и усовершенствования ряда основных положений лидирующих концепций КФС (п. 4) и, прежде всего, рассматриваемые, как отдаленные аналогии, КТКГ (п. 4.5) и КТКБ (п. 4.6). С целью сокращения, изложение проведено, в основном, на основе пояснений, включенных в статью, иллюстративных материалов (рис. 1...рис. 15).

5.1. Общий концептуальный подход и его эффективность

5.1.1. Начальное общее представление о предлагаемой КФС в концепции КТКУ было дано во введении (п. 1.1), в постановке целей (п. 1.2.2), а также, в сущности, спектром (комплексом) решаемых задач (п. 2).

²³ Согласно данным корпорации «Boeing», здесь на практике имелись определенные проблемы [70].

²⁴ Более подробно эта концептуальная схема представлена в [43].

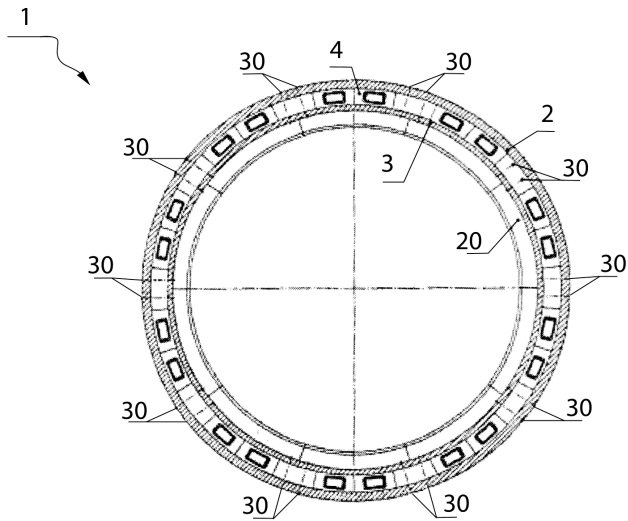


Рис. 1. Вид с торца композитной секции фюзеляжа с общим представлением компонентов ее структуры

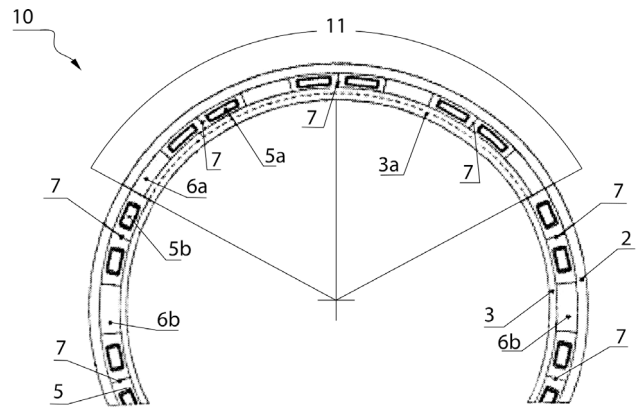


Рис. 2. Вид торца композитной трехслойной цельной оболочки секции фюзеляжа с детализированным представлением компонентов (профилей) среднего слоя

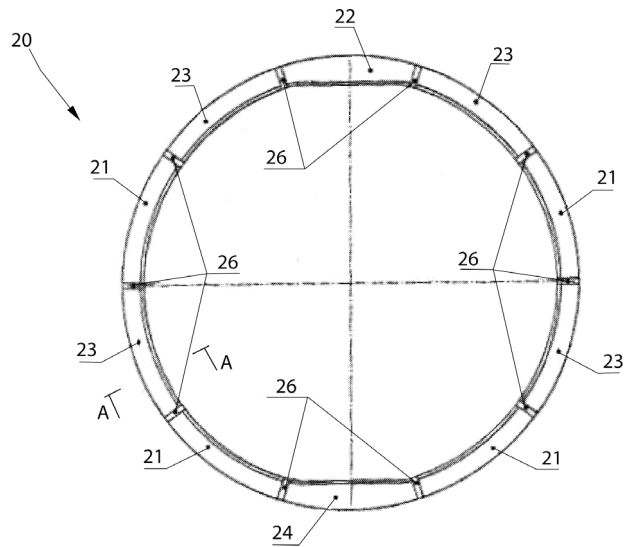


Рис. 3. Фронтальный вид композитного нормального кругового шпангоута составного типа

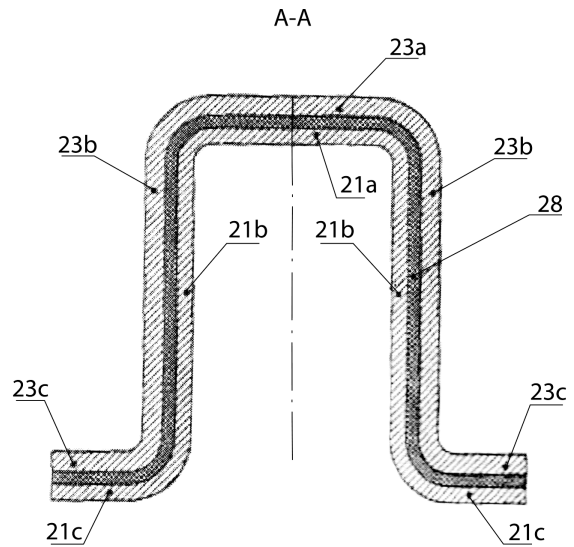


Рис. 4. Вид поперечного сечения «А-А» (рис. 3) поверхностно-сопряженных и соединяемых приконцевыми участками двух соседних сегментов шпангоута (рис. 5, 6)

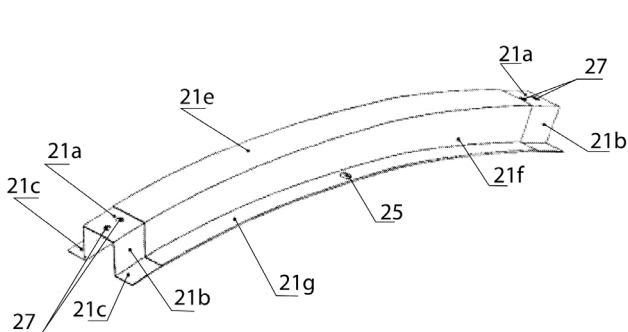


Рис. 5. Вид в аксонометрии арочного сегмента шпангоута соединяемого с соседним сегментом (рис. 4, 6)

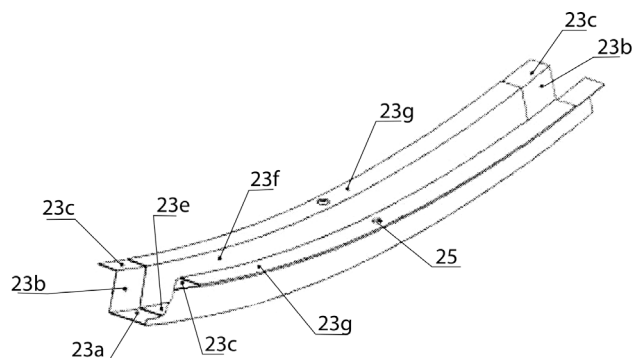


Рис. 6. Вид в аксонометрии арочного сегмента шпангоута соединяемого с соседним сегментом (рис. 4, 5)

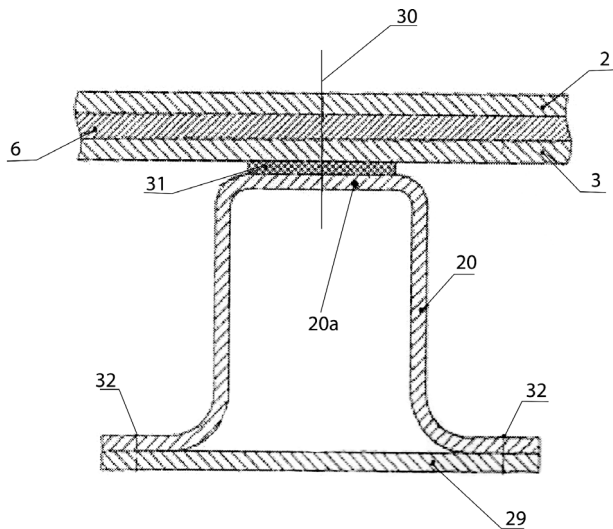


Рис. 7. Вид поперечного сечения коробчатого шпангоута, присоединяемого посредством склеивания с трехслойной оболочкой (первый этап клеомеханического соединения)

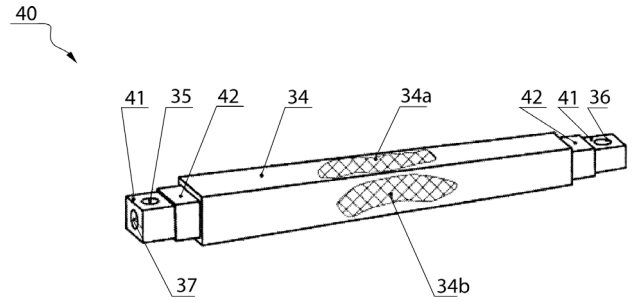


Рис. 8. Вид в аксонометрии технологической оправки с намотанным четырехсторонним рукавным профилем

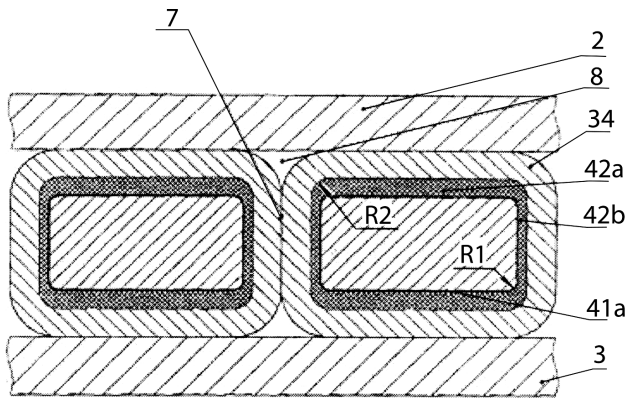


Рис. 9. Вид в поперечном разрезе места стыка двух профилей до операции термосилового формирования трехслойной оболочки (наличие галтельных канавок 8)

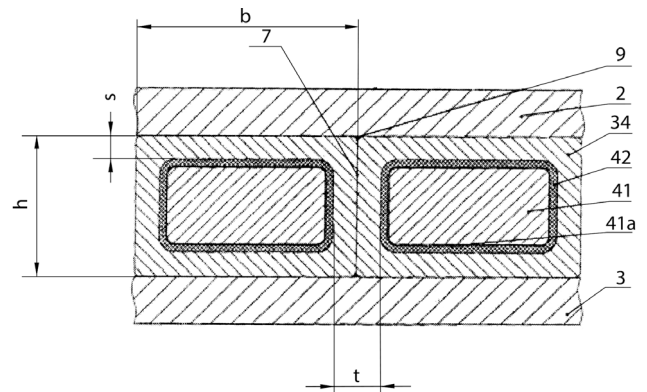


Рис. 10. Вид в поперечном разрезе места стыка двух ПКМ-профилей после операции термосилового формирования трехслойной оболочки

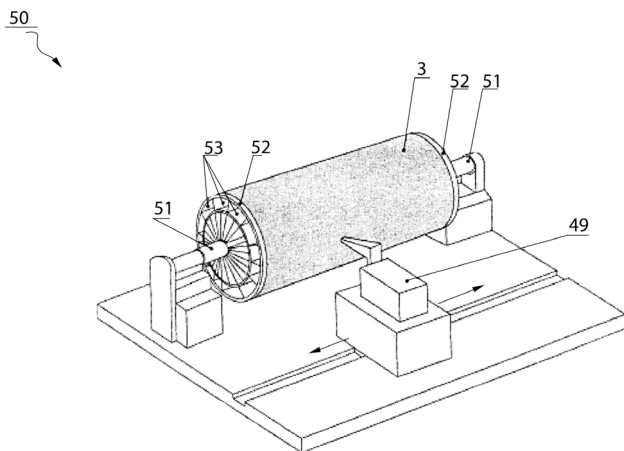


Рис. 11. Вид в аксонометрии основной формообразующей оправки, установленной в специализированном намоточном оборудовании

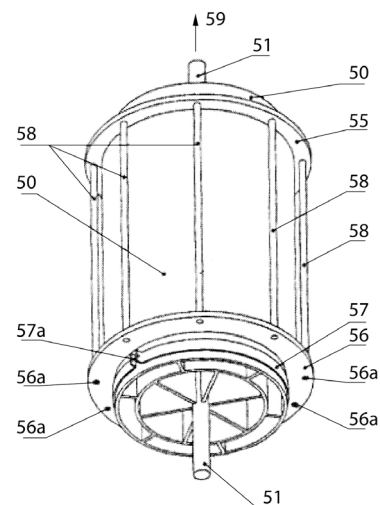


Рис. 12. Вид в аксонометрии вертикально установленной и закрепленной трехслойной оболочки перед операцией выпрессовки из нее намоточной оправки 50 и сердечников 41

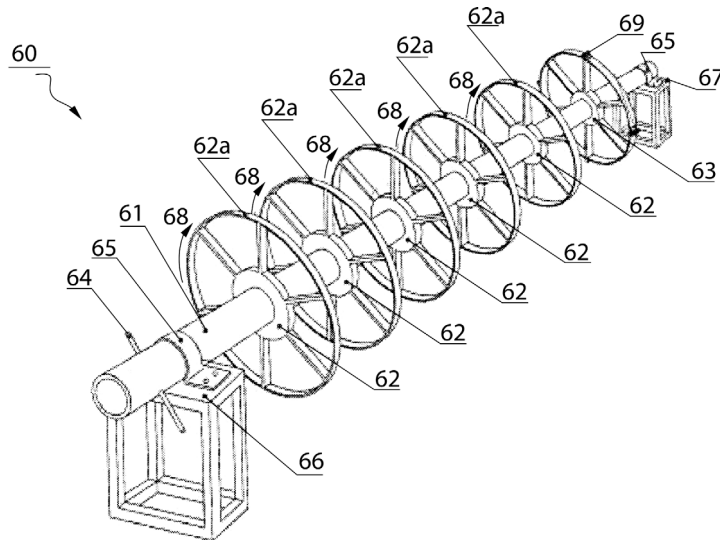


Рис. 13. Вид в аксонометрии каркаса приспособления для внекорпусной сборки поперечного набора и его соединения с трехслойной оболочкой

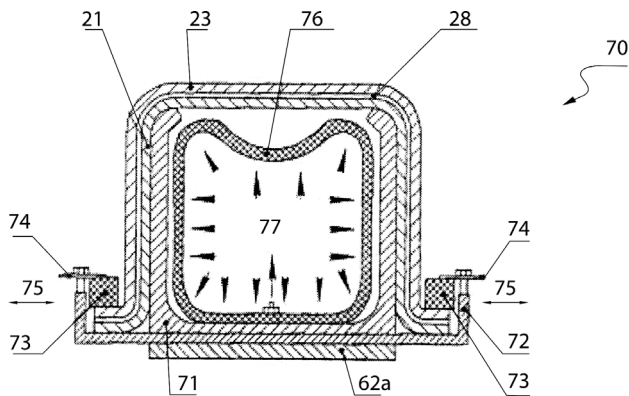


Рис. 14. Вид в поперечном разрезе фрагмента клеечного приспособления в месте соединения приконцевых участков двух соседних сегментов шпангоута (рис. 4)

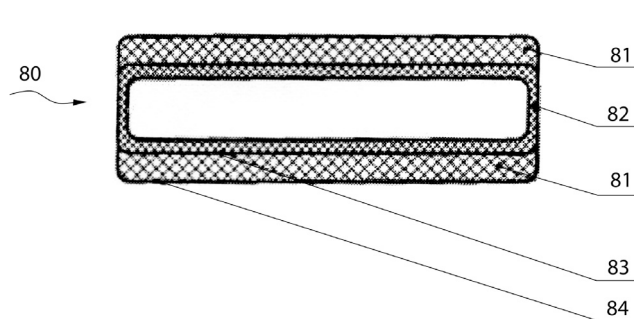


Рис. 15. Вид в поперечном сечении двухслойной полимерной оболочки, полученной методом соэкструзии двух материалов

На рис. 1 схематично представлена углепластиковая цилиндрической формы фюзеляжная секция 1, которая содержит целостную интегральной конструкции трехслойную силовую оболочку 10, а также, выделенный среди других поперечных, подкрепляющих оболочку, элементов, комплект углепластиковых нормальных круговых шпангоутов 20. Они состоят из арочных сегментов (сабель) корытообразной формы поперечного сечения (схожесть с буквой «омега»), которые клеємеханическим способом соединяются между собой (т.е. соединительные элементы здесь отсутствуют) и одновременно с этим — весь набор шпангоутов с оболочкой 10 (рис. 3, 4, 5, 6, 7). Специфика выбранной двухстоечной формы поперечного сечения (стр. 44) вызвана во многом возможностью соединения поперечного набора с помощью клеємеханического крепежа.

В свою очередь (рис. 1, 2), цилиндрическая трехслойная оболочка 10 содержит целостные (опе-

рiесе) углепластиковые внешнюю 2 и внутреннюю 3 обшивки с армирующими, защитными и герметизирующими слоями и расположенный между ними средний слой 4 в виде многостенного трубчато-ребристого заполнителя.

Последний состоит из набора направленных вдоль образующих прямых оболочки 10 углепластиковых четырехсторонних профилей трубчатого вида (определенная аналогия с проектом DLR, п. 4.5). Этот набор при стыковке бок-о-бок вертикальных сторон (стенок) стыкуемых профилей (рис. 8, 9, 10) образует внутренние ребра или стрингеры, выполняя таким образом функцию внутреннего стрингерного подкрепления оболочки КФС.

В своем преимущественном большинстве это пустотелые (типовые или нормальные для данной конструкции) профили 5 с одинаковыми или различными, например, в пределах кольцевых секторов 11, размерами каналов 5a и 5b. При необходи-

мости выборочного силового подкрепления оболочки 10, ряд профилей 6 могут быть сплошными с одинаковыми или разными размерами поперечного сечения, к примеру, *6a* и *6b*. Они могут быть расположены, например, в местах стыка кольцевых секторов оболочки, в местах использования механических соединений, например, соединения приконцевых зон 21с и 23с пары шпангоутов 21 и 23 (поз. 30, рис. 13, а также рис. 3, 4, 14) и др.

Особенности и преимущества КТКУ

5.1.2. В предлагаемой КТКУ, многостенный трубчато-ребристый наполнитель 4 отличается более высоким качеством, а следовательно, и более высокой несущей способностью по сравнению с существующими традиционными его исполнениями [20, 21, 29, 31 и др.], а также и с предложенным в концепции КТКГ (п. 4.5).

Во-первых, в местах стыка профилей наполнителя 4 практически отсутствуют галтельные пустотелые канавки (рис. 9, поз. 8), что позволяет избежать их негативного влияния на несущую способность монолитной трехслойной конструкции [39]. Во-вторых (рис. 10), в пустотелых профилях 5 среднего слоя 4 внутренние каналы калиброваны по форме и геометрическим параметрам (толщина полок *s* и стенок *t* при строгой их прямолинейности по всей длине).

Сказанное также позволяет устанавливать (размещать) внутри каналов профилей 5 с минимальным зазором силовые вкладыши необходимой длины для возможности механического крепления силовых элементов конструкций, например, круговых шпангоутов (вместо варианта установки длиномерных профилей типа *6a* и *6b*).

5.1.3. Как известно, уровень затрат на изготовление КФС в серийном производстве складывается под влиянием наиболее существенных факторов КТР и во многом определяется эффективным уровнем КФС-технологий (технологические новшества, автоматизация и механизация процессов, эффективная технологическая оснастка и др.). В этом направлении основу КФС-технологий в предлагаемой КТКУ составляют:

- автоматизированная намотка профилей 5 на металлополимерных оправках 40 (металлический сердечник 41 + полимерная оболочка 42) рис. 8;
- автоматизированная намотка обшивок 2 и 3 на основной круговой оправке 50 (рис. 11);
- использование магнитных полей в технологических целях: основная оправка 50, набор оправок 40, а также в захватах (для длиномерных оправок 40) технологического транспорта;

- механизированное с оперативным действием устройство для извлечения после вакуум-автоклавного формования оправок 50 и сердечников 41;

- механизированное устройство для соединения набора шпангоутов 20 с оболочкой 10 клеевым способом (первый этап комбинированного клеемеханического соединения). 5.1.4. Краткое обобщенное заключение (с учетом п.п. 5.1.2. и 5.1.3.). Представленная концептуальная схема КФС по спектру наиболее значимых факторов: эффективных КТР и оптимальных значений затрат по сравнению с каждым из указанных двух лидирующих аналогов при ориентировочно (сравнительно) близких к ним весовых показателях, характеризуется рядом преимуществ²⁵, в т.ч.:

- повышенной изгибной прочностью, а также высокой общей и местной устойчивостью;
- повышенной цилиндрической, изгибной и крутильной жесткостью;
- более высокой живучестью, а также высокой длительностью эксплуатации;
- высоким уровнем термоакустической защиты;
- большими возможностями в направлении получения удлиненных КФС;
- отсутствием характерного для полумонококов стрингерного подкрепления;
- меньшим количеством механических соединений;
- более высоким уровнем технологичности КФС, новыми КТР, также меньшим уровнем затрат на производство КФС, в т.ч.:
- меньший объем сборочных работ;
- сравнительно простое и оперативное (по временным затратам) извлечения после вакуум-автоклавного формования основной формообразующей оправки 50 и комплекта металлических сердечников 41;
- более простое КТР и меньшая трудоемкость поперечно-стыкового соединения двух КФС; меньший объем механической обработки;
- меньшее количество технологической оснастки;
- более высокий коэффициент использования ПКМ.

5.2. Детализация ряда основных положений усовершенствованной концепции КФС

5.2.1. Углепластиковые нормальные шпангоуты узлового типа 20. На рис. 3 показан их фронтальный вид, где поз. 21, 22, 23, 24 — сегменты шпангоутов, поз. 26 — место их стыковки и нахлесточного соединения. На рис. 4, 5, 6, в качестве примера приведены спаренные между собой сегменты 21 и 23,

²⁵ Оценочный подход к процессам выбора оптимальной КФС и направлений осуществления КТР для достижения этой цели.

где поз. 21а и 23а — нижние опорно-стыковочные с обшивкой 3 полки (подошвы) профилей; 21b и 23b — боковые стенки; 21с и 23с — верхние лапки незамкнутого корытообразного профиля; поз. 28 — клеевой шов.

На рис. 7 показано, что приведенный на рис. 3 комплект незамкнутых профилей может быть полностью или частично преобразован в коробчатые профили путем присоединения к горизонтальным лапкам 21с и 23с с помощью заклепочного соединения 32 полосовой накладки 29. Эта операция производится после присоединения шпангоутов 20 к нижней обшивке 3 клеемеханическим способом с постановкой механических крепежных элементов 30 по отвержденному клею (клеевой шов 31).

5.2.2. Комбинированные формообразующие металлополимерные оправки 40 содержат четырехстороннюю рукавную оболочку из углепластика 34 (рис. 8, 9, 10) с полками 34а и стенками 34b, полимерную пленочную обертку 42 конструктивно-технологического назначения с полками 42а и стенками 42b и металлический стержневой сердечник 41. В основном варианте рукавную оболочку 34 изготавливают методом намотки препреговых углеродов. Вместе с тем, для повышения производительности изготовления рукавных оболочек 34 можно использовать пространственно плетенные армирующие каркасы с последующей их пропиткой связующими методами инъекции или инфузии. В тоже время наиболее экономично изготавливать профили 5 методом пултрузии. Однако применение пултрузионных профилей 5 в оболочке 10 по ряду причин весьма ограничено. В сердечнике 41 (рис. 8) отверстия 35 и 36 используются как для выравнивания и фиксации оправок 40 при их укладке на поверхность основной оправки 50, так и для вытягивания сердечников 41 после формования оболочки КФС. Сердечники 41 выполнены из магнитомягких материалов, прежде всего, из инварных сплавов или полосового железа. Сердечники 41 для уменьшения объема практически пустотелых зон (канавки 8 на рис. 9) имеют минимальные радиусы скруглений R_1 .

В полимерных оболочках 42 горизонтальные полки 42с имеют большую толщину (определяемая экспериментально-расчетным путем), чем у стенок 42b, в целях возможности набора дополнительного материала в рукавной оболочке 34 для заполнения им галтельных канавок 8 за счет переформирования полимерной обертки 42 в процессе термосилового формования оболочки 10 [43].

В этом случае, эффективным конструктивно-технологическим вариантом, прежде всего в серийном производстве, является применение в качестве обертки 42 экструдированных или соэкструдированных пленочных рукавов (рис. 15). Например, у соэкструдированной двухслойной рукавной пленки 80 внутренняя (нижняя), охватывающая сердеч-

ник оболочка 82 с поверхностью 83 выполнена из полипропилена (антиадгезионный и влагозащитный слой), а присоединенные к ней поверхностные пленки 81 — из полиэтилена высокой плотности с толщинами достаточными для осуществления процесса набора дополнительного материала в полках 34а рукава 34.

5.2.3. Основная формообразующая круговая оправка каркасного типа 50 (рис. 11) устанавливается в специализированном намоточном станке посредством стержневого вала 51. Она имеет силовую круговую оболочку 52 из листового металла с низким или умеренным значением КЛТР, а также, одновременно с этим, и с большой магнитной проницаемостью. Оболочка 52 с тыльной стороны подпирается каркасом в виде продольных ниш 53, в которые помещаются источники направленного магнитного поля.

Среди крупногабаритной оснастки — стационарный стапель для выполнения различного типа работ по изготовлению КФС, на рис. 12 показана его главная (верхняя) часть. Прежде всего, здесь производится извлечение силовой формообразующей оправки 50 и сердечников 41.

При этом закрепление оправки 50 вместе с отформованной оболочкой 10 осуществляется с помощью тросовки в виде, расположенных в круговую тросовых расчалок 58, с использованием для их закрепления двух планшайб: верхней 55 с отверстиями 55а и нижней 56 с отверстиями 56а. Верхняя планшайба 55 расположена на торцевой поверхности оболочки с прикреплением болтами к металлическим сердечникам 41 с резьбовыми отверстиями 37. Нижняя планшайба 56 прикреплена (фланцевое соединение) к нижней части стапеля. Резервное (вспомогательное закрепление) осуществляется путем использования бандажной стяжки 57 с замком 57а. Силовая выпрессовка оправки 50 осуществляется в вертикальном положении (направление 59).

5.2.4. В КТКУ предложено предварительная внекорпусная (выносная) сборка комплекта шпангоутов 20. Для этого используется остов 60 (рис. 13, вид в перспективе) с последующим переносом этой сборки (будем называть ее гирляндой шпангоутов) в полость вертикально установленной оболочки 10 (п. 2.5.3) для проведения последующих операций. Это во многом вызвано требованиями рациональной формы разделения работ (специализации) в условиях серийного производства [12, 64, 70 и др.]. В общем, речь идет о многофункциональном приспособлении для сборки, припасовки и склеивания комплекта шпангоутов 20 с оболочкой 10.

Центральный долгомерный остов 60 этого приспособления имеет жесткий вал 61. На нем смонтирован соответственно количеству шпангоутов, комплект колесоподобных вращательных приспособ-

лений (вращательных оправок) 62. В состав остова 60 также входят съемные пространственно — фиксирующее устройства 69, которые обеспечивают равномерное удаление от кругового контура внутренней обшивки 3, положения каркаса гирлянды шпангоутов при помещении ее в полость оболочки 10.

На рис. 14 показан вид (в поперечном разрезе) фрагмента клеичного приспособления 70, монтируемого на вращательной оправке 62 остова 60 (рис. 13), в месте соединения приконцевых участков двух соседних сегментов 21 и 23 (рис. 14). При этом, предварительно на поверхностях обечаек 62а, устанавливаются набор разборных кольцевых ободов 71 приспособления 70 (фрагментарно приведено на рис. 14). Они выполнены в виде U-образных кольцевых ложементов. В них помещается набор эластичных пневмокамер 76, в которые подается сжатый воздух 77 в процессе клеевого соединения кольцевых шпангоутов 20 с оболочкой 10.

Начальное базирование сегментов шпангоутов 20 производится по базово-фиксирующим отверстиям 25 (рис. 5, 6) в процессе одевания сегментов на центрирующие штыри, что обеспечивает их точное положение в кольцевом наборе. Одновременно происходит базирование двумя стенками сегментов, например 21 и 23 на стенки обода 71 с его опорным элементом 72. Для предотвращения выпадания сегментов, используются прижимные эластичные элементы 73. Они фиксируются горизонтальным шибром 74, который имеет ход «закрыто—открыто».

Технологический процесс изготовления предложенной усовершенствованной КФС предложен в [43].

6. Выводы

1. Приведены примеры лидирующих концепций цельных и составных КФС балочно-стрингерных и балочно-обшивочных фюзеляжей гражданских самолетов.

2. Представлена для рассмотрения усовершенствованная концептуальная схема целостной КФС типа «трехслойный монокок» с многостенным трубчато-ребристым наполнителем (КТКУ).

3. Научно-техническими основами при создании КТКУ явились: ряд положений теории цилиндрических оболочек, аналоги лидирующих концепций КФС, опыт создания и эксплуатации трехслойных конструкций с многостенным наполнителем, требования ее про-композиционности, а также серийного производства КФС. Это во многом позволило обеспечить «приемлемый баланс» конструктивно-технологических приоритетов и уровня затрат в условиях ее практической реализации.

4. Предложенная концептуальная схема находится на уровне лидирующих позиций КФС-строения (КСС, КТР, КФС-технологии) и является

одним из немаловажных представителей в развитии этого направления гражданской авиации.

5. Делается вывод о необходимости проведения дальнейших комплексных конструктивно-технологических и экспериментальных исследований по затронутой в статье проблеме.

Символьные обозначения

$\lambda_{\text{ф}}$ — показатель удлинения фюзеляжа;
 δ — толщина стенки оболочки КФС;

Аббревиатура

ПКМ — полимерные композиционные материалы;
 КСС — конструктивно-силовая схема;
 КТР — конструктивно-технологические решения;
 КФС — композитно-фюзеляжная секция;
 КТК — конструктивно-технологическая концепция, в т.ч.:
 КТКА — ГП «Антонов»,
 КТКБ — корпорация «Боинг»,
 КТКЭ — консорциум «Эрбас»;
 КТКГ — германский центр авиации и космонавтики,
 КТКУ — представленная усовершенствованная концепция;
 КЛТР — коэффициент линейного термического расширения;
 ЛА — летательный аппарат,
 ЛС — легкий самолет.

Литература

- [1] Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолета транспортной категории с поправкой 7. — 2014 — С. 73-74.
- [2] Александров А.Я. Об определении приведенных упругих параметров ребристых наполнителей В сб. «Расчеты элементов авиационных конструкций». Выпуск 3 — М.: Машиностроение, 1965, с.3 — 46.
- [3] Бабушкин А.И. Методы сборки самолетных конструкций. — М.: Машиностроение, 1985, 247с.
- [4] Батраков В.В. и др. Повышение несущей способности интегральных конструкций из композиционных материалов // Сб. трудов международной научно-практической конференции «АКТО-2014», Казань, 2014, т.2, с. 169-173.
- [5] Белянин П.Н. Производство широкофюзеляжных самолетов. — М.: Машиностроение, 1979, 356 с.
- [6] Березюк А.В. и др. Применение углепластиковых композиционных материалов в агрегатах планера гражданских самолетов ПАО «Туполев» // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2016, №3, с. 4-8.

- [7] Боклер Н. Новые технологические достижения // Aviation Week – v.168, №21,26. 05.2008, p.58.
- [8] Боклер Н. Углепластик предполагается использовать в конструкции самолета, который придет на смену А-320 // Air&Cosmos, 2006.01.12, №2055, p.32-33.
- [9] Боклер Н. Композиты бросают вызов пассажирской авиации // Air&Cosmos, 2007.28.03, №2118, p.24-27. Преимущества углепластика и скоростных технологических методов // Air&Cosmos, 2005.10.06, №1987, p.130-133.
- [10] Буянов И.А. Механизмы истощения несущей способности силовых оболочек из полимерных композиционных материалов // Клеи. Герметики. Технологии, 2012, №8, с. 36-41.
- [11] Васильев В.В. и др. Анизотропная композитная сетчатая секция фюзеляжа пассажирского самолета // Композиты и наноструктуры, 2012, №3, с. 5-14.
- [12] Вигдорчик С.А. Технологические основы проектирования и конструирования самолетов. М.: МАИ, Ч1–Ч2, 1975, 129с и Ч3,1976, 103с.
- [13] Голубев и др. Конструкция и проектирование ЛА. – М.: Машиностроение, 1995, 448с.
- [14] Грюндер М. Будущее принадлежит фюзеляжу черного цвета // Air&Cosmos, 2002, №1837, p.26-28.
- [15] Двейрин А.З., Карпов Я.С. и др. Проектирование агрегатов фюзеляжа самолетов из композитов // Технологические системы, 2014, №1, с. 38-41.
- [16] Дудченко А.А. и др. Рациональное проектирование конструкций отсеков фюзеляжа из композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов, 2011, №2, с. 21-24.
- [17] Елпатьевский А.И., Васильев В.В. Прочность цилиндрических оболочек из армированных материалов. - М.: Машиностроение, 1972, 168 с.
- [18] Ершов Е.И. и др. Технология сборки самолетов. – М.: Машиностроение, 1986, 455с.
- [19] Забашта В.Ф. Создание фюзеляжей больших самолетов из полимерных композиционных материалов – революционный этап в самолетостроении // В сб. «Композиционные материалы в промышленности» Материалы 27й международной конференции, 28 мая – 1 июня 2007 г., Ялта, с. 451.
- [20] Забашта В.Ф., Кривов Г.А. и др. Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения. – К.: Техніка, 1993, 157 с.
- [21] Забашта В.Ф. Интегральные конструкции из полимерных композиционных материалов: технологические аспекты // Технологические системы, 2017, №4, с. 16-36. № 3 с. 46–65.
- [22] Кан С.И.,Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. – М.: Машиностроение,1966, 343с.
- [23] Калгин А.В. и др. Перспективы развития производства авиационных деталей из композиционных материалов // Вестник Воронежского государственного технического университета, 2011, 7, №11, ч.2, с. 146-145.
- [24] Кантер Г.Г., Брагилевский В.З., Забашта В.Ф. и др. Разработка, освоение и внедрение технологического процесса и средств механизации для изготовления крупногабаритного отсека из КМ. Научно-исследовательский, технический отчет КМЗ. ГР №0981. Киев, 1980, 56с.
- [25] Карпов Я.С., Симонов В.С. Новая конструктивно-силовая схема фюзеляжа из композиционных материалов // В сб. «Композиционные материалы в промышленности» Материалы 27й международной конференции, 28 мая – 1 июня 2007 г., Ялта, с. 401-404.
- [26] Карпов Я.С. Реализация информационных технологий в проектировании и конструировании агрегатов самолета. Электронный ресурс // <https://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/VPPKLA/2012/VPPKLA412/Karpov.pdf> с. 7-14.
- [27] Каштанов В.А., Медведев А.И. Теория надежности сложных систем. М.: Физматлит, 2010, 608с.
- [28] Кива Д.С., Двейрин А.З. и др. Методы ремонта агрегатов планера самолетов из композиционных материалов с трубчатым наполнителем // Технологические системы, 2013, №2, с. 57-64.
- [29] Кива Д.С., Цариковский В.И. и др. Исследование влияния трубчатого наполнителя на прочность трехслойных панелей их КМ // В сб.: «Композиционные материалы в промышленности». Материалы 29 международной конференции. 2009 г., Ялта, с. 64-66.
- [30] Кива Д.С., Гребеников А.Г. и др. Моделирование панелей хвостовой части фюзеляжа, выполненного из композиционного материала при помощи систем САД/САМ/САЕ// Открытые информационные и компьютерные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ» – 2005. – Вып. 27. – с. 31-41.
- [31] Кива Д.С. Этапы становления и начала развернутого применения полимерных композиционных материалов в конструкциях пассажирских и транспортных самолетов (1970–1995 гг.) // Авиационно-космическая техника и технология. Харьков, ХАИ, 2014, №6, с. 5-16.
- [32] Кива Д.С., Забашта В.Ф. О фундаментальном свойстве полимерных композиционных материалов в контексте создания и производства эффективных конструкций. // Технологические системы. 2015, №3. с. 48-56.
- [33] Кива Д.С. та ін. Шляхи розвитку та практичного застосування в авіабудуванні тришарових панелей із полімерних композиційних матеріалів // Технологические системы, 2017, №2, с. 55-69.
- [34] Колесников Б. и др. Конструктивно-силовая схема и технологии изготовления фюзеляжа пассажирского самолета из углепластика // Труды международной конференции «Теория и практика технологий производства из композиционных материалов и новых металлических сплавов». 27–30 августа 2003. – М.: Знание, 2007. – с. 736-741.
- [35] Kolesnikov B., Herrmann A.S. “Flugzeug, insbesondere Passagierflugzeug, mit einem Rumpf, der eine tragende

- Primdrstruktur und einen Frachtraum umfasst”, Patentanmeldung DE 10145276 von 14.09.2001.
- [36] Кривов Г.А., Бычков С.А. и др. Технологическое проектирование сборных частей планера самолета из полимерных композиционных материалов // Технологические системы, 2014, №1, с. 23-30.
- [37] Кривцов А.С. и др. Метод автоматизированной конвейерной сборки планера самолета. Электронный ресурс// <https://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/OIKIT/2012/OIKIT55/p5-13.pdf>
- [38] Лизин А.Т, Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. — М.: Машиностроение, 1975, 408с.
- [39] Митрофанов О.В. К вопросу о проектировании многозамкнутых конструкций из композитных материалов с учетом особенностей закритического поведения обшивки // Техника воздушного флота, 2001, 75, №1, с. 52-58.
- [40] Мурашов В.В., Румянцев А.Ф. Дефекты монолитных деталей и многослойных конструкций из полимерных композиционных материалов и методы их выявления. Части 1 и 2// Контроль. Диагностика, 2007 №4 и №5.
- [41] Образцов И.Ф. и др. Строительная механика летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1986, 536с.
- [42] Оболочки// Электронный ресурс. <https://www.soprotmat.ru/edts.progest/gtm>.
- [43] Патент 105688 Украина МПК кл. В29С 43/02, В29С 69/00, В64С 1/00, В64С 3/26, опубл. 10.06.2014.
- [44] Патент 2393095 Россия, МПК кл. В 32 В27/12, В24С 1/40, опубл. 27.06.2010, бюл. №18.
- [45] Патент 2391208 Россия, МПК кл. В29С65/48, СО915/00 опубл. 10.06.2010.
- [46] Патент 2472670 Россия, МПК кл. В64С1/10.
- [47] Патент 2587709 Россия, МПК кл. В29Д23/00Д1.
- [48] Патент 2467919 с2 Россия, МПК кл. В64F5, В64С1/12.
- [49] Патент 2286253 Россия, МПК кл. В29С43/20 опубл. 27.10.2006.
- [50] Заявка 0941922 ЕПВ, МПК6 кл. В64С 1/06, №97941782.7, опубл. 15.09.1999.
- [51] Патент 5.694.690 США, МПК кл. В23Q17/00 опубл. 9.12.1997.
- [52] Патент 7.459.048.В2 США, МПК кл. В65Н81/100 опубл. 2.12.2008.
- [53] Патент 8.919.696 США, МПК кл. 64С 1/00, В29Д99/00 опубл. 30.12.2014.
- [54] Плетникова Е.Д. К расчету герметических кабин // Труды ЦАГИ. 1948, №668, 26с.
- [55] Смотровая С.А. и др. Эффективные технологии формирования высоконагруженных авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов, 2016, №3, с.15-24.
- [56] Старцев В.С. Механические свойства и влагостойкость ПКМ с повреждениями // Авиационные материалы и технологии, 2015, 51, с.49-55.
- [57] Стрельников С.В., Постнов В.И. и др. Влияние технологии склеивания на прочность трехслойных панелей // Клеи. Герметики. Технологии. №7, 2013, с. 23-29.
- [58] США. Проект легкого административного самолета Адам Эйркрафт // Экспресс-информация. Авиационная и ракетная техника. ЦАГИ. 2002, №52, с. 2-3.
- [59] Такахаси Г. Пленки из полимеров — Л.: Химия, 1971, 151 с.
- [60] Технология самолетостроения (Под редакцией А.Л. Абибова). — М. Машиностроение, 1982, 551с.
- [61] Цариковский В.И. и др. Контроль структуры композиционных материалов и элементов конструкции из КМ средствами оптической металлографии // В сб.: «Композиционные материалы в промышленности». Материалы 28 международной конференции. 26—30 мая 2008 г., Ялта, с. 182-184.
- [62] Чернышев С.Л. Новый этап применения композиционных материалов в авиастроении // Проблемы машиностроения и автоматизации, 2013, №1, с. 3-10.
- [63] Шаныгин А.Н. Особенности проектирования прокомпозитных конструкций. Прочность авиационных конструкций. — М.: 2011, с. 63-69.
- [64] Шекунов Е.П. Основы технологического членения конструкций самолета. М.: Машиностроение, 1968, 166с.
- [65] Шульженко М.Н. Конструирование самолета. М. Машиностроение, 413с.
- [66] Baker A., Dutton S., Kelly D. Composite materials for aircraft structures. AIAA education series. 2004. — 597 p.
- [67] Collapsible mandrel enables full-barrel fiber placement // Internet-publication. — July 2005. — 5с.
- [68] CNC fiber placement builds lighter, larger fuselage // Advanced material and processes. — 1998. — 153. №3. — p. 12-13.
- [69] Fuel-efficient carbon fiber aircraft completes first flight // Plastic Design and Processing, 81, 21, №2, p. 7-8.
- [70] Internet publications.
- [71] Puccini G. Fuselage One piece Barrel. History of product technology revolution // 2nd International Conference “Supply on the Wings”. October 24-25, 2007, Frankfurt, Germany, 11p.
- [72] Steve Fosse. All — composite Virgin Atlantic Global flyer set two reloads //High Performance Composites. №3, т.14, 2006, p.19.
- [73] Very Light Jets creating a demand for composites // High Performance Composites. №1, т.14, 2006, p.34.
- [74] Whitener Phillip C. Double-lobe fuselage composite airplane [The Boeing Co]. Патент США, кл. В64С 1/00 №4674712.
- [75] Изготовление фюзеляжа из КМ административного самолета Jetcruiser 500. Fuselage helps keep costs down on corporate project// Adv. Compos. Bull. 2001, Arg., p.67.

Kiva D.S.¹, Zabashta V.F.²

¹ Azerbaijan Airlines (AZAL). Azerbaijan, Baku.

² Ukrainian Research Institute of Aviation Technology, JCS. Ukraine, Kiev

FUSELAGE SECTIONS OF CIVIL AIRCRAFT FROM POLYMER COMPOSITE MATERIALS (constructive and technological aspects)

In the article the achievements and the ways of further development constructive – technological solutions for composite (predominantly (carbon fiber) fuselage sections (CFS) of civil aircraft in order to increase their transport efficiency. Examples of composite transport sections and their manufacturing techniques are given. The advantages and disadvantages of two common design and technological schemes. It is panel assembled and alternative to them one – piece shell casings. The latter are obtained try circular stratification of prepregs in the variants of both a thin sheet reinforced and three-layered layer casing. The necessity of new approaches is reasonable at creation and production of CFS, maximally going across from traditional metallic structurally - power charts in the alternative decisions of more effectively realizing properties composites in the power aliments of constructions.

In this plan innovative conception of the extended cylindrical CFS offers in that a traditional stringer reinforcement is absent and the same is remove crossing of frames with a longitudinal power set. This and other innovation were implemented by using a three-layered integral shell of CFS with a longitudinal increased efficiency of the tubular – finned aggregate (internal stringers), an innovative through manufacturing process, inclusive of a cramped set and process – providing technological equipment.

The advantaged of this concept have been singled out and substantiated. [dx.doi.org/10.29010/082.7]

Keywords: composites; prepreg; fuselage section; concept; three-layered shell; stringers; ribbed aggregate; edge effect; winding; autoclave molding; magnate devices.

References

- [1] Aviatsionnyie pravila. Chast 25. Normyi letnoy godnosti samoleta transportnoy kategorii s popravkoy 7. – 2014 – P. 73-74.
- [2] Aleksandrov A.Ya. Ob opredelenii privedennykh uprugih parametrov rebristyykh zapolniteley V sb. «Raschetiy elementov aviatsionnykh konstruksiy». Vyipusk 3 – M.: Mashinostroenie, 1965, p. 3 – 46.
- [3] Babushkin A.I. Metodyi sborki samoletnykh konstruksiy. – M.: Mashinostroenie, 1985, 247 p.
- [4] Batrakov V.V. i dr. Povyishenie nesushey sposobnosti integralnykh konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov // Cb. trudov mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «AKTO-2014», Kazan, 2014, t.2, p. 169-173.
- [5] Belyanin P.N. Proizvodstvo shirokofyuzelyazhnykh samoletov. – M.: Mashinostroenie, 1979, 356 p.
- [6] Berezyuk A.V. i dr. Primenenie ugleplastikovyykh kompozitsionnykh materialov v agregatah planera grazhdanskiykh samoletov PAO «Tupolev» // Problemy mashinostroeniya i avtomatizatsii. 2016, #3, p. 4-8.
- [7] Bokler N. Novyye tehnologicheskyye dostizheniya // Aviation week, v. 168, #21, 26, 05.008, p. 58
- [8] Bokler N. Ugleplastik predpolagaetsya ispolzovat v konstruksii samoleta, kotoryiy pridet na smenu A-320 // Air&Cosmos, 2006.01.12, #2055, p. 32-33.
- [9] Bokler N. Kompozityi brosayut vyizov passazhirskoy aviatsii // Air&Cosmos, 2007.28.03, #2118, r.24-27. Preimuschestva ugleplastika i skorostnykh tehnologicheskikh metodov // Air&Cosmos, 2005.10.06, #1987, p. 130-133.
- [10] Buyanov I.A. Mehanizmy ischerpaniya nesushey sposobnosti silovyykh obolochek iz polimernyykh kompozitsionnykh materialov // Klei. Germetiki. Tehnologii, 2012, #8, p. 36-41.
- [11] Vasilev V.V. i dr. Anizogridnaya kompozitnaya setchataya sektsiya fyuzelyazha passazhirskogo samoleta //Kompozityi i nanostrukturny, 2012, #3, p. 5-14.
- [12] Vigdorichik S.A. Tehnologicheskyye osnovy proektirovaniya i konstruirovaniya samoletov. M.: MAI, Ch1 –Ch2, 1975, 129 p. i Ch3,1976, 103 p.
- [13] Golubev i dr. Konstruksiya i proektirovanie LA. – M.: Mashinostroenie, 1995, 448p .
- [14] Gryunder M. Budushee prinadlezhit fyuzelyazhu chernogo tsveta // Air&Cosmos, 2002, #1837, p. 26-28.
- [15] Dveyrin A.Z., Karpov Ya.S. i dr. Proektirovanie agregatov fyuzelyazha samoletov iz kompozitov // Tehnologicheskyye sistemy, 2014, #1, p. 38-41.

- [16] Dudchenko A.A. i dr. Ratsionalnoe proektirovanie konstruksiy otsekov fyuzelyazha iz kompozitsionnykh materialov // Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov, 2011, #2, p. 21-24.
- [17] Elpatevskiy A.I., Vasilev V.V. Prochnost tsilindricheskikh obolochek iz armirovannykh materialov. - M.: Mashinostroenie, 1972, 168 p.
- [18] Ershov E.I. i dr. Tehnologiya sborki samoletov. - M.: Mashinostroenie, 1986, 455 p.
- [19] Zabashta V.F. Sozdanie fyuzelyazhey bolshih samoletov iz polimernykh kompozitsionnykh materialov – revolyutsionnyy etap v samolestoenii // V sb. «Kompozitsionnye materialy v promyshlennosti» Materialy 27y mezhdunarodnoy konferentsii, 28 maya – 1 iyunya 2007 g., Yalta, p. 451.
- [20] Zabashta V.F., Krivov G.A. i dr. Polimernye kompozitsionnye materialy konstruksionnogo naznacheniya. – K.: TehnIka, 1993, 157 p.
- [21] Zabashta V.F. Integralnyie konstruksii iz polimernykh kompozitsionnykh materialov: tehnologicheskie aspekty // Tehnologicheskie sistemy, 2017, #4, s. 16-36; #3, p. 46-65.
- [22] Kan S.I., Sverdlov I.A. Raschet samoleta na prochnost. - M.: Mashinostroenie, 1966, 343 p.
- [23] Kalgin A.V. i dr. Perspektivy razvitiya proizvodstva aviatsionnykh detaley iz kompozitsionnykh materialov // Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tehnikeskogo universiteta, 2011, 7, #11, ch.2, p. 146-145.
- [24] Kanter G.G., Bragilevskiy V.Z., Zabashta V.F. i dr. Razrabotka, osvoenie i vnedrenie tehnologicheskogo protsessa i sredstv mehanizatsii dlya izgotovleniya krupnogabaritnogo otseka iz KM. Nauchno-issledovatel'skiy, tehnikeskii otchet KMZ. GR #0981. Kiev, 1980, 56 p.
- [25] Karpov Ya.S., Simonov V.S. Novaya konstruktivno-silovaya shema fyuzelyazha iz kompozitsionnykh materialov // V sb. «Kompozitsionnye materialy v promyshlennosti» Materialy 27y mezhdunarodnoy konferentsii, 28 maya – 1 iyunya 2007 g., Yalta, p. 401-404.
- [26] Karpov Ya.S. Realizatsiya informatsionnykh tehnologiy v proektirovanii i konstruirovanii agregatov samoleta. Elektronnyy resurs // <https://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/VPPKLA/2012/VPPKLA412/Karpov.pdf> p. 7-14.
- [27] Kashtanov V.A., Medvedev A.I. Teoriya nadezhnosti slozhnykh sistem. M.: Fizmatlit, 2010, 608 p.
- [28] Kiva D.S., Dveyrin A.Z. i dr. Metody remonta agregatov planera samoletov iz kompozitsionnykh materialov s trubchatym zapolnitelem // Tehnologicheskie sistemy, 2013, #2, p. 57-64.
- [29] Kiva D.S., Tsarikovskiy V.I. i dr. Issledovanie vliyaniya trubchatogo zapolnitelya na prochnost trehsloynnykh paneley ih KM // V sb.: «Kompozitsionnye materialy v promyshlennosti». Materialy 29 mezhdunarodnoy konferentsii. 2009 g., Yalta, p. 64-66.
- [30] Kiva D.S., Grebenikov A.G. i dr. Modelirovanie paneley hvostovoy chasti fyuzelyazha, vyipolnennogo iz kompozitsionnogo materiala pri pomoschi sistem SAD/SAM/SAE// Otkryitiye informatsionnye i kompyuternye tehnologii. – H.: NAKU «HAI» – 2005. – Vyip. 27. – p. 31-41.
- [31] Kiva D.S. Etapy stanovleniya i nachala razvernutoy primeneniya polimernykh kompozitsionnykh materialov v konstruksiyakh passazhirskikh i transportnykh samoletov (1970-1995 gg.) // Aviatsionno-kosmicheskaya tehnika i tehnologiya. Harkov, HAI, 2014, #6, p. 5-16.
- [32] Kiva D.S., Zabashta V.F. O fundamentalnom svoystve polimernykh kompozitsionnykh materialov v kontekste sozdaniya i proizvodstva effektivnykh konstruksiy. // Tehnologicheskie sistemy. 2015, #3. p. 48-56.
- [33] Kiva D.S. ta In. Shlyahi rozvitku ta praktichnogo zastosuvannya v avIabuduvanni trisharovykh paneley Iz polImernih kompozitsIynnykh materIalIv // Tehnologicheskie sistemy, 2017, #2, p. 55-69.
- [34] Kolesnikov B. i dr. Konstruktivno-silovaya shema i tehnologii izgotovleniya fyuzelyazha passazhirskogo samoleta iz ugleplastika // Trudy mezhdunarodnoy konferentsii «Teoriya i praktika tehnologiy proizvodstva iz kompozitsionnykh materialov i novykh metallicheskih splavov». 27-30 avgusta 2003. – M.: Znaniye, 2007. – p. 736-741.
- [35] Kolesnikov B., Herrmann A.S. “Flugzeug, insbesondere Passagierflugzeug, mit einem Rumpf, der eine tragende Primstruktur und einen Frachtraum umfasst”, Patentanmeldung DE 10145276 von 14.09.2001.
- [36] Krivov G.A., Byichkov S.A. i dr. Tehnologicheskoe proektirovanie sbornyykh chastey planera samoleta iz polimernykh kompozitsionnykh materialov // Tehnologicheskie sistemy, 2014, #1, p. 23-30.
- [37] Krivtsov A.S. i dr. Metod avtomatizirovannoy konveerney sborki planera samoleta. Elektronnyy resurs// <https://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/OIKIT/2012/OIKIT55/p5-13.pdf>
- [38] Lizin A.T., Lizin V.T., Pyatkin V.A. Proektirovanie tonkostennykh konstruksiy. - M.: Mashinostroenie, 1975, 408 p.
- [39] Mitrofanov O.V. K voprosu o proektirovanii mnogozamknutykh konstruksiy iz kompozitnykh materialov s ucheto osobennostey zakriticheskogo povedeniya obshivki // Tehnika vozdushnogo flota, 2001, 75, #1, p. 52-58.
- [40] Murashov V.V., Rumyantsev A.F. Defekty monolitnykh detaley i mnogoslownykh konstruksiy iz polimernykh kompozitsionnykh materialov i metody ih vviyavleniya. Chasti 1 i 2// Kontrol. Diagnostika, 2007 #4 i #5.
- [41] Obratsov I.F. i dr. Stroitel'naya mehanika letatel'nykh apparatov. – M.: Mashinostroenie, 1986, 536 p.
- [42] Obolochki// Elektronnyy resurs. <https://www.soprotmat.ru/edts.progest/gtm>.
- [43] Patent 105688 UkraYina MPK kl. V29S 43/02, V29S 69/00, V64S 1/00, V64S 3/26, opubl. 10.06.2014.

- [44] Patent 2393095 Rossiya, MPK kl. V 32 V27/12, V24S 1/40, opubl. 27.06.2010, byul. #18.
- [45] Patent 2391208 Rossiya, MPK kl. V29S65/48, SO915/00 opubl. 10.06.2010.
- [46] Patent 2472670 Rossiya, MPK kl. V64S1/10.
- [47] Patent 2587709 Rossiya, MPK kl. V29D23/00D1.
- [48] Patent 2467919 s2 Rossiya, MPK kl. V64F5, B64C1/12.
- [49] Patent 2286253 Rossiya, MPK kl. V29S43/20 opubl. 27.10.2006.
- [50] Zayavka 0941922 EPV, MPK6 kl. V64S 1/06, #97941782.7, opubl. 15.09.1999.
- [51] Patent 5.694.690 SShA, MPK kl. V23Q17/00 opubl. 9.12.1997.
- [52] Patent 7.459.048.V2 SShA, MPK kl. V65H81/100 opubl. 2.12.2008.
- [53] Patent 8.919.696 SShA, MPK kl. 64S 1/00, V29D99/00 opubl. 30.12.2014.
- [54] Pletnikova E.D. K raschetu germeticheskikh kabin // Trudy TsAGI. 1948, #668, 26 p.
- [55] Smotrova S.A. i dr. Effektivnyye tehnologii formovaniya vyisokonagruzhennykh aviatsionnykh konstruksiy iz polimernykh kompozitsionnykh materialov // Konstruksii iz kompozitsionnykh materialov, 2016, #3, p.15-24.
- [56] Startsev V.S. Mehanicheskie svoystva i vlagostoykost PKM s povrezhdeniyami // Aviatsionnyye materialy i tehnologii, 2015, 51, p.49-55.
- [57] Strelnikov S.V., Postnov V.I. i dr. Vliyanie tehnologii skleivaniya na prochnost trehsloynnykh paneley // Klei. Germetiki. Tehnologii. #7, 2013, p. 23-29.
- [58] SShA. Proekt legkogo administrativnogo samoleta Adam Eyrkraft // Ekspress-informatsiya. Aviatsionnaya i raketnaya tehnika. TsAGI. 2002, #52, p. 2-3.
- [59] Takahasi G. Plenki iz polimerov – L.: Himiya, 1971, 151 p.
- [60] Tehnologiya samoletostroeniya (Pod redaktsiyey A.L. Abibova). – M. Mashinostroenie, 1982, 551 p.
- [61] Tsarikovskiy V.I. i dr. Kontrol struktury kompozitsionnykh materialov i elementov konstruksii iz KM sredstvami opticheskoy metallografii // V sb.: «Kompozitsionnyye materialy v promyshlennosti». Materialy 28 mezhdunarodnoy konferentsii. 26-30 maya 2008 g., Yalta, p. 182-184.
- [62] Chernyishev S.L. Novyy etap primeneniya kompozitsionnykh materialov v aviaostroeni // Problemy mashinostroeniya i avtomatizatsii, 2013, #1, p. 3-10.
- [63] Shanyigin A.N. Osobennosti proektirovaniya pro-kompozitnykh konstruksiy. Prochnost aviatsionnykh konstruksiy. – M.: 2011, p. 63-69.
- [64] Shekunov E.P. Osnovy tehnologicheskogo chleneniya konstruksiy samoleta. M.: Mashinostroenie, 1968, 166 p.
- [65] Shulzhenko M.N. Konstruirovaniye samoleta. M. Mashinostroenie, 413 p.
- [66] Baker A., Dutton S., Kelly D. Composite materials for aircraft structures. AIAA education series. 2004. – 597 p.
- [67] Collapsible mandrel enables full-barrel fiber placement // Internet-publication. – July 2005.- 5 p.
- [68] CNC fiber placement builds lighter, larger fuselage // Advanced material and processes. – 1998. – 153. #3. – p. 12-13.
- [69] Fuel-efficient carbon fiber aircraft completes first flight // Plastic Design and Processing, 81, 21, #2, p. 7-8.
- [70] Internet publications.
- [71] Puccini G. Fuselage One piece Barrel. History of product technology revolution // 2nd International Conference “Supply on the Wings”. October 24-25, 2007, Frankfurt, Germany, 11 p.
- [72] Steve Fosse. All – composite Virgin Atlantic Global flyer set two reloads // High Performance Composites. #3, t.14, 2006, p.19.
- [73] Very Light Jets creating a demand for composites // High Performance Composites. #1, t.14, 2006, p.34.
- [74] Whitener Phillip C. Double-lobe fuselage composite airplane [The Boeing Co]. Patent SShA, kl. V64S 1/00 #4674712.
- [75] Izgotovlenie fyuzelyazha iz KM administrativnogo samoleta Jetcruiser 500. Fuselage helps keep costs down on corporate project // Adv. Compos. Bull. 2001, Apr., p.67.